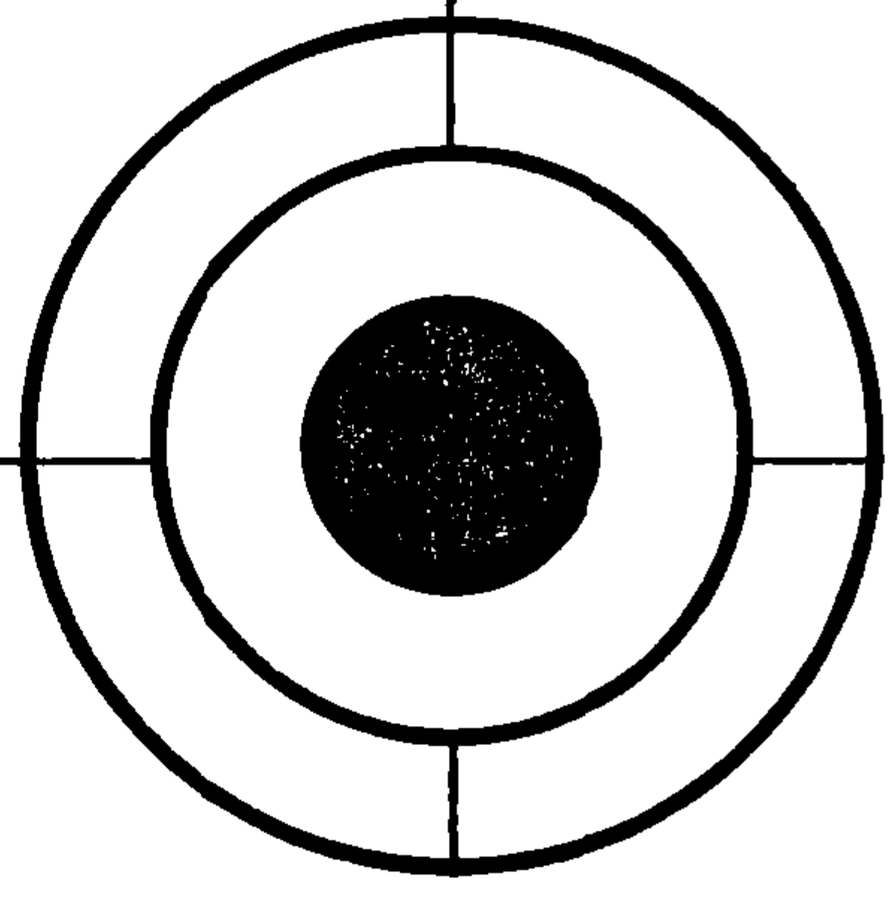
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ

ПРОЕКТИРОВАНИЯ СТВОЛЬНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

МОНОГРАФИЯ
ПОД РЕДАКЦИЕЙ
О.П. КОРОСТЕЛЕВА



КИЕВ
ИЗДАТЕЛЬСТВО
DEFENSE EXPRESS LIBRARY
2007

Рецензенты:
- А.П. Ковтуненко, доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники Украины
- В.В. Зубарев, доктор технических наук, профессор
- Центральный научно-исследовательский институт вооружения и военной техники Вооруженных Сил Украины

Рекомендовано к печати научно-техническим советом конструкторского бюро «Луч» (протокол от 31.05.2007)

В монографии изложены основы теории проектирования ствольных управляемых ракет, в том числе методы определения аэродинамических характеристик и внешних нагрузок, действующих на ракету, и расчета проектных параметров составных частей ракеты. Рассмотрены вопросы построения структурных схем систем управления и рулевых приводов ракеты, способы улучшения их динамических характеристик. Предложен порядок расчета ракетного двигателя на твердом топливе, бортовой информационно-измерительной системы, боевой части и средств автоматизированного контроля ракеты.

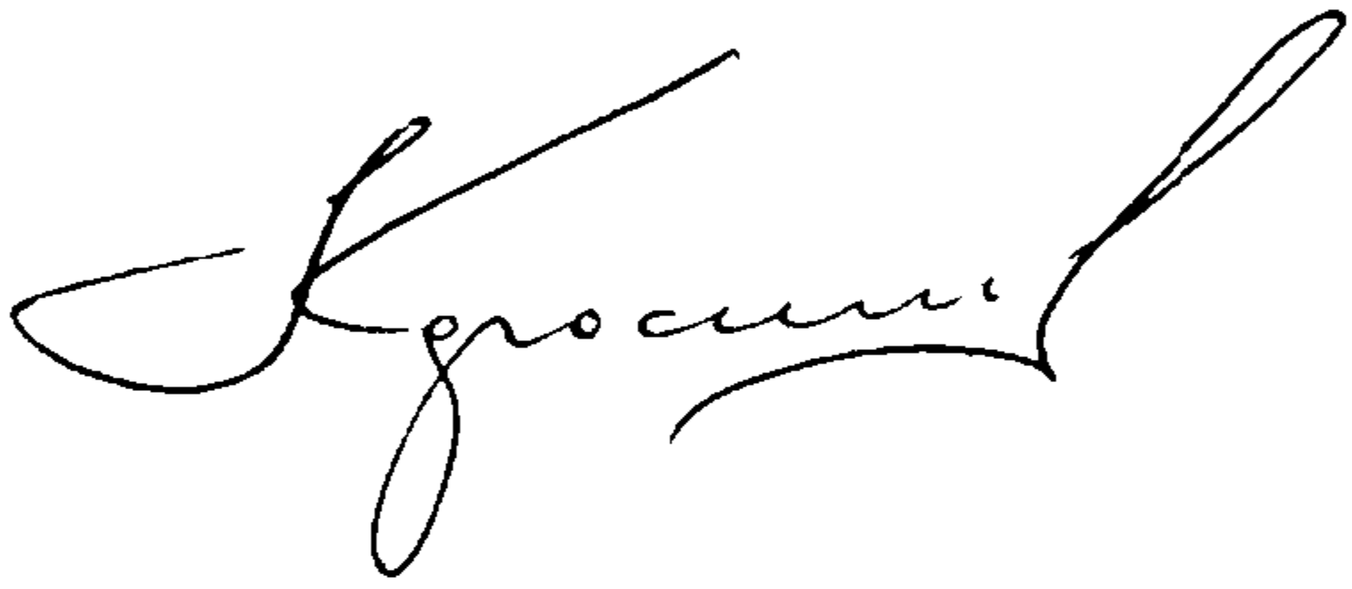
Наряду с теоретическими основами проектирования ствольных управляемых ракет в монографии рассмотрены также вопросы методического обеспечения всесторонних испытаний ракет, ввода их в эксплуатацию и ее организации, продления сроков пригодности ракет и их утилизации.

Монография предназначена для специалистов-проектировщиков высокоточного оружия, а также может быть полезной для студентов и аспирантов высших учебных заведений и научно-исследовательских учреждений по соответствующим специальностям их подготовки.

Монография подготовлена коллективом авторов в составе
О.П. Коростелева, Б.И. Доценко, Н.А. Качаева,
Л.С. Комендантовой, Е.В. Косовенко, В.Г. Корбача,
В.П. Кузьмина, В.К. Мамонтова, М.Б. Сайнога,
Г.П. Смишко, П.А. Яковенко.

© Под редакцией О.П. Коростелева.

Книга предназначена для молодых людей, решивших посвятить себя благородной цели – разработке оружия для защиты своего Отечества



Генеральный конструктор – генеральный директор Государственного Киевского конструкторского бюро «Луч»

О.П. Коростелев

Предисловие

На вооружении современных танков и артиллерии находятся как неуправляемые боеприпасы, так и ствольные управляемые ракеты (СУР). Выполнение боевых задач с использованием неуправляемых боеприпасов связано с большим расходом боеприпасов. Кроме того, неуправляемые боеприпасы имеют ограниченную дальность применения и невысокую точность попадания в цель, что приводит к снижению эффективности боевого применения бронетанковой техники. Применение СУР позволяет существенно снизить расход боеприпасов, повысить точность и дальность стрельбы и тем самым сократить время выполнения боевой задачи и снизить вероятность нанесения ответного огня.

В зарубежных армиях применяются СУР с полуавтоматической радиокомандной системой наведения, с наведением по лучу лазера и с полуактивным лазерным наведением. Среди разработанных СУР особое место занимают ракеты с лазерно-лучевой систе-

мой управления, позволяющей обеспечить высокую точность наведения и необходимую помехозащищенность при поражении современных целей.

В имеющейся литературе, посвященной проектированию высокоточного оружия, рассматриваются вопросы создания высокоточного оружия отдельных классов (авиационных, зенитных управляемых ракет и т.п.) и не затрагиваются вопросы проектирования СУР. И только в журнальных статьях излагаются отдельные вопросы, связанные с разработкой СУР.

Авторы настоящей книги поставили перед собой задачу в какой-то мере восполнить указанный пробел.

В книге рассматриваются СУР с полуавтоматической системой управления и наведением в лазерном луче. В процессе проектирования СУР с лазерным каналом наведения разработчики сталкиваются с решением задач в области механики, аэродинамики, газодинамики, теории управления.

Содержание книги состоит из 12 глав.

Первая глава является вводной. В ней рассматриваются основные этапы и концепция создания СУР, особенности проектирования, способы наведения и пуска. В последующих главах, со второй по десятую, излагается материал по рассчету аэродинамических характеристик ракеты и нагрузок, действующих на ракету в стволе и в полете, определению проектных параметров ракеты. Рассматривается структурная схема системы управления вращающейся ракеты и способы повышения точности системы управления. Обосновывается выбор рулевого привода и рассматриваются способы улучшения характеристик электропривода. Приводится структурная схема оптико-электронной бортовой информационно измерительной системы и описывается процесс ее функциониро-

- прикладные НИР по обоснованию облика образца, отработке отдельных элементов (устройств системы наведения, двигательной установки, боевой части и др.), исследованию вопросов аэродинамики, прочности, защиты от кинетического нагрева, исследованию вопросов надежности, эксплуатации и боевого применения;
- обеспечивающие НИР по созданию новых технологий, материалов, экспериментальной и испытательной баз.

В соответствии с требованиями стандартов НИР выполняется в три этапа:

1. Выбор направления исследований;

2. Теоретические и экспериментальные исследования;

3. Обобщение и оценка результатов исследований.

На первом этапе проводится сбор и анализ научно-технической, патентной и другой информации и составляется аналитический обзор по исследуемой проблеме. Формируются возможные направления исследований и на основе их технико-экономического анализа производится выбор рационального варианта, определяются методы теоретических и экспериментальных исследований.

На втором этапе НИР по разработанным программам и методикам выполняются теоретические и экспериментальные работы в соответствии с выбранным направлением исследований. При необходимости, разрабатываются, изготавливаются и испытываются макеты (модели, экспериментальные образцы). Объем и методы теоретических и экспериментальных исследований должны обеспечивать получение достоверных результатов, достаточных для решения задач, поставленных перед НИР.

На третьем этапе НИР обобщаются результаты проведенных исследований, дается оценка полноты и качества решения поставленных задач, проводится технико-экономическая оценка выполненной НИР, разрабатываются рекомендации и предложения по реализации результатов НИР, составляется комплект отчетной научно-технической документации (ОНТД).

НИР рекомендуется заканчивать разработкой проекта тактико-технического задания (ТТЗ) на опытно-конструкторскую работу.

ОКР выполняется после установления принципиальной технической возможности создания образца с заданными тактико-техническими характеристиками (ТТХ). В отдельных случаях, при разработке сложных систем и комплексов ВиВТ возникает необходимость в проведении предэскизного проектирования (аванпроекта) для:

- обоснования технической возможности создания образца с заданными ТТХ в намеченные сроки;
- предварительного определения облика и состава образца, требований к составным частям образца;
- оценки необходимых объемов финансирования работ;
- анализа производственной базы для изготовления образца, проработки возможной кооперации предприятий по разработке и изготовлению опытных образцов.

На этом этапе обычно рассматривается несколько вариантов исполнения с последующим технико-экономическим анализом и выбором наиболее предпочтительного варианта.

Основным исходным техническим документом для выполнения ОКР является тактико-техническое

задание на разработку образца ВиВТ. ТТЗ содержит комплекс тактико-технических требований к разрабатываемому образцу, выработанных на основе анализа боевого применения с учетом накопленного опыта в создании аналогичных систем, и перспективы развития техники.

Кроме того, в ТТЗ приводятся перечень выполняемых этапов ОКР, порядок проведения и приемки этапов, количество опытных образцов и макетов, изготавливаемых на определенных этапах ОКР.

Утвержденное ТТЗ является основанием для заключения договора на выполнение ОКР. Договор определяет взаимные обязательства головного исполнителя и заказчика при выполнении ОКР.

В общем случае создание опытных образцов ВиВТ включает следующие этапы:

- разработка эскизного проекта (ЭП);
- разработка технического проекта (ТП);
- разработка рабочей конструкторской документации (РКД) для изготовления опытного образца;
- изготовление опытного образца (опытной партии) и проведение предварительных испытаний (ПИ);
- проведение государственных испытаний (ГИ) опытного образца;
- корректировка РКД и доработка опытного образца по результатам ГИ.

В процессе подготовки ТТЗ и договора головной исполнитель определяет необходимость разработки составных частей образца, кооперацию предприятий по разработке и изготовлению опытного образца, выдает технические задания исполнителям составных частей ОКР, заключает с ними договора на проведение работ, выполняя при этом функции заказчика.

В целях обеспечения своевременного выполнения этапов и ОКР в целом, а также контроля за выполнением работ, головной исполнитель в начале выполнения ОКР разрабатывает план совместных работ, план-график или любой другой организационный документ, который служит для координации работ и контроля за их выполнением.

Важнейшая роль в процессе проектирования образца принадлежит первым двум этапам – разработке эскизного и технического проектов, в которых формируется его облик и принимаются основные технические решения.

Эскизный проект разрабатывают для установления принципиальных конструктивных, схемных и др. технических решений по образцу, дающих общее представление о принципе работы и устройстве образца.

Центральными вопросами общего проектирования ракеты на начальном этапе разработки являются аэродинамическое проектирование (выбор аэродинамической схемы, внешних форм ракеты), баллистическое проектирование (определение проектных параметров ракеты, программы работы двигателя, выбор траекторий полета, весовой расчет) и компоновка ракеты.

При проектировании ракеты ее необходимо рассматривать как часть сложного ракетного комплекса, в состав которого входят носитель (танк, пушка) с боекомплектом управляемых ракет и снарядов, оборудование, необходимое для подготовки ракеты к выстрелу, приборы управления стрельбой и наведения ракеты и др. Параметры ракеты должны быть согласованы с параметрами всех элементов комплекса и обеспечивать заданную эффективность комплекса.

Как правило, рассматривается несколько вариантов возможных технических решений, проводится их конструктивная проработка. Сравнение прово-

дят по показателям качества образца (эффективности действия по цели, весовым характеристикам, технологичности, стоимости и др.).

Содержание и последовательность выполнения работ при разработке ЭП зависит от класса и особенностей ракеты. В общем случае эскизное проектирование включает:

1) Изучение тактико-технических требований, ознакомление с характеристиками аналогичных образцов, сбор и анализ имеющейся информации по данной теме, уточнение состава бортовой аппаратуры, массы, габаритных размеров и др. характеристик.

2) Определение конструктивного облика ракеты:

- выбор аэродинамической схемы, формы корпуса, крыла, рулей, проведение аэродинамического расчета;
- проведение баллистического расчета и выбор траектории полета;
- выбор программы работы двигателя, профиля скорости ракеты, потребных перегрузок;
- выбор метода наведения и состава бортовой аппаратуры;
- определение характеристик боевой части, выбор типа взрывательного устройства;
- разработка предварительной компоновки ракеты.

3) Уточнение геометрических параметров и массы ракеты. Формирование контура управление ракеты и расчет динамических коэффициентов. Разработка алгоритмического обеспечения.

4) Предварительную разработку конструкции ракеты, определение внешних нагрузок. Расчет термодинамических нагрузок, выбор конструкционных материалов, способов защиты аппаратуры от нагрева, расчет элементов конструкции на прочность.

В процессе эскизного проектирования прорабатываются и другие технические решения, в частности:

- определяется упаковка и средства для транспортирования образца;
- оценивается образец на технологичность;
- оценивается образец по показателям стандартизации и унификации;
- решаются вопросы метрологического обеспечения;
- проводятся патентные исследования;
- разрабатываются и обосновываются средства и методы обеспечения безопасности;
- прорабатываются вопросы эксплуатации, технического обслуживания и ремонта;
- разрабатывается перечень и проспекты эксплуатационной документации;
- исследуются вопросы обеспечения испытаний образца, обоснование состава и характеристик необходимой экспериментальной и испытательной баз.

В целях обеспечения выполнения на всех этапах требований ТТЗ по надежности создаваемого образца на этапе эскизного проектирования разрабатывается программа обеспечения надежности на стадии разработки (ПОНр).

В комплект документов эскизного проекта включают конструкторские документы в соответствии с требованиями, предусмотренными ведомостью эскизного проекта.

Эскизный проект рассматривается на научно-техническом совете или на техническом совещании специалистов с участием заказчика и др. заинтересованных организаций.

Для приемки эскизного проекта заказчик создает комиссию, которая рассматривает материалы эскизного проекта.

Технический проект разрабатывают с целью получения окончательных технических решений, дающих полное представление о конструкции образца.

Он включает в себя те же разделы, что и эскизный проект. На данном этапе проводятся лабораторные исследования, продувки моделей в аэродинамической трубе, моделирование работы составных частей и агрегатов ракеты, отработка конструкции двигателя, боевой части, аппаратурного отсека на макетных образцах.

Разрабатываемые чертежи общих видов образца в дальнейшем используют для рабочих чертежей входящих деталей.

На этапе технического проектирования разрабатывается перечень (комплектность) документации на образец в соответствии с номенклатурой конструкторской документации. В приложении к перечню приводят наименования перечней документов на составные части.

Кроме того, на этапе ТП проводят следующие работы:

- выполняют расчеты, подтверждающие технико-экономические показатели, установленные в ТТЗ;
- разрабатывают технические решения, обеспечивающие показатели надежности, установленные в ТТЗ;
- формируют номенклатуру покупных изделий и согласовывают их применение;
- разрабатывают директивную технологическую документацию (при необходимости);
- оформляют заявки на разработку и изготовление новых комплектующих изделий межотраслевого применения;

- готовят предложения по внесению изменений в действующие стандарты или для разработки новых стандартов;
- рассматривают возможность заимствования ранее разработанных составных частей и агрегатов.

Порядок разработки, согласования, рассмотрения и приемки документации технического проекта соответствует аналогичным требованиям к эскизному проекту с тем дополнением, что в рассмотрении технического проекта дополнительно принимают участие представители головного изготовителя и изготовителя составных частей.

Часто этапы эскизного и технического проектов совмещают, при этом разрабатываются все необходимые документы, требуемые по ГОСТ в обоих этапах.

Цель и содержание этапа разработки рабочей конструкторской документации заключается в разработке конструкторской документации для изготовления и проведения испытаний опытного образца. РКД разрабатывается в соответствии с требованиями ТТЗ, материалами эскизного и технического проектов. Головной исполнитель несет ответственность за подготовку всего комплекта РКД.

РКД на образец, порядок ее разработки, согласования, утверждения и оформления должны соответствовать требованиям действующих стандартов.

Конструкторскую, технологическую и программную документацию разрабатывают в соответствии с требованиями стандартов.

При разработке РКД проводят мероприятия по унификации сборочных единиц, деталей и материалов. Кроме комплекта РКД разрабатываются также программа и методики предварительных испытаний опытного образца.

Технологическую оснастку, оборудование и приспособления для отработки и испытаний опытного образца и его составных частей изготавливают по эскизной конструкторской документации, то есть документации пока не подлежащей постановке на архивный учёт.

Изготовление и приемку опытных образцов производят по рабочей конструкторской и технологической документации. Головной изготовитель образца координирует выполнение работ, проводимых изготовителями составных частей, и несет ответственность за своевременное и качественное изготовление образца в целом.

После изготовления все составные части и образец в целом проходят отработку и испытания, которые заканчиваются государственными испытаниями образца.

Составные части опытного образца в общем случае проходят следующие виды отработки и испытаний:

- автономную отработку;
- предварительные испытания;
- комплексную отработку;
- государственные или межведомственные испытания (МВИ).

Все виды отработки и испытаний проводят по единым методикам в условиях, максимально приближенных к реальным.

Автономную отработку составной части образца проводят с целью:

- обеспечения нормального функционирования составной части;
- выявления и устранения дефектов и недопустимых режимов работы комплектующих элементов;
- оценки соответствия основных характеристик заданным;

- предварительной оценки готовности к другим видам испытаний составной части.

Автономную отработку составных частей образца проводят в лабораторных условиях, на стендах полунатурного моделирования, на стендах, имитирующих внешние воздействия, на полигонах в соответствии с программой автономной отработки, разработанной исполнителем составной части. По результатам автономной отработки составляют отчет с рекомендациями об устранении недостатков и корректировке РКД, дают заключение о готовности составной части к предварительным испытаниям.

Отработку программно-математического обеспечения подтверждают результатами математического моделирования. Программное обеспечение бортовых вычислительных устройств отрабатывают на стендах. По результатам отработки составляют заключение о готовности составной части, включая программное обеспечение к комплексированию и полунатурному моделированию в составе образца, а также к предварительным испытаниям.

Предварительные испытания составных частей образца проводятся с целью определения:

- готовности к государственным или межведомственным испытаниям составной части;
- готовности составной части образца к комплексной отработке;
- возможности установки составной части на опытный образец для проведения натурных испытаний.

Комплексную отработку проводят с целью:

- оценки правильности совместного функционирования и взаимодействия составных частей опытного образца в заданных режимах и условиях работы;

- отработки алгоритмов и программ;
- выявления дефектов, обусловленных комплексированием составных частей.

Комплексная отработка методом полунатурного моделирования обеспечивает:

- отработку программного обеспечения функционирования при боевом применении и надежности образца при совместной работе его составных частей;
- определение соответствия ТТХ образца во всех условиях боевого применения;
- оценку боевых возможностей и эффективности образца в заданных условиях применения, в том числе параметров образца не поддающихся проверке при натурных испытаниях в помеховой обстановке;
- оценку эффективности боевого применения.

Комплексную отработку проводят на стендах комплексирования, стендах полунатурного моделирования и комплексах отработки программ.

На комплексную отработку поступают составные части, прошедшие предварительные испытания.

Комплексную отработку завершают проверкой совместного функционирования и взаимодействия составных частей в штатном размещении на образце. По результатам комплексной отработки и моделирования составляется отчет с рекомендациями по устранению недостатков и корректировке РКД, а также заключением о готовности к совместной работе составных частей в составе образца.

Опытные образцы составных частей, прошедшие автономную отработку и предварительные испытания, подвергаются межведомственным испытаниям, которые должны быть проведены до начала ГИ опытного образца в целом. В отдельных случаях по

совместному решению с заказчиком МВИ составных частей могут завершаться в процессе ГИ опытного образца в целом.

Целью МВИ составных частей является определение технических характеристик составных частей и оценка их соответствия требованиям ТЗ.

МВИ проводит межведомственная комиссия по программе разработанной исполнителем составной части и утвержденной министерством-исполнителем.

По результатам ГИ (МВИ) составной части составляется акт, в котором дается заключение об испытаниях.

Испытания опытных образцов подразделяются на предварительные и государственные. Предварительные испытания проводятся с целью проверки соответствия опытного образца требованиям ТТЗ и возможности предъявления его на государственные испытания. ПИ организует головной разработчик образца. Комиссия по проведению ПИ отвечает за полноту, достоверность и объективность оценки результатов ПИ.

Программы испытаний должны содержать перечни конкретных проверок образца со ссылками на соответствующие методики, условия и порядок проведения испытаний, порядок завершения отдельных этапов и условия перехода к последующим этапам ПИ.

Методики испытаний разрабатывают на основе ТТЗ и программы испытаний с использованием типовых методик. Методики испытаний должны содержать следующие разделы:

- объект испытаний;
- цель испытаний;
- общие положения;
- оцениваемые характеристики;

- условия и порядок проведения испытаний;
- обработку, анализ и оценку результатов испытаний;
- материально-техническое и метрологическое обеспечение испытаний;
- отчетность.

Программа и методики испытаний должны предусматривать применение наиболее прогрессивных и экономически обоснованных методов проведения испытаний.

Испытания при необходимости могут быть прерваны или прекращены. Основаниями к прекращению испытаний могут быть выход из строя испытуемого образца или несоответствие образца требованиям ТТЗ или КД.

Проведение испытаний должно быть обеспечено материально-техническими и метрологическими средствами. Не допускается применять средства измерений и контроля, не прошедшие метрологическую аттестацию (поверку).

Головной исполнитель ОКР проводит корректировку РКД, а головной изготовитель дорабатывает опытный образец по этой документации. После завершения работ составляется соответствующий акт.

Приемку доработанного опытного образца осуществляют согласно Программе материально-технической приемки образца. Акт материально-технической приемки опытного образца для ГИ является основанием для закрытия этапа ОКР.

Государственные испытания организует заказчик, несущий ответственность за их проведение. ГИ проводят с целью проверки и подтверждения соответствия боевых, технических и эксплуатационных характеристик образца требованиям ТТЗ в условиях,

максимально приближенных к реальным, а также выдачи рекомендаций о возможности принятия образца на вооружение и целесообразности его серийного изготовления.

Качество образцов, предъявляемых на ГИ, должно быть подтверждено положительными результатами ПИ, проведенными в полном объеме программы.

Испытания проводят в соответствии с программой и методиками ГИ. Утвержденный акт ГИ является основанием для закрытия этапа ОКР.

И, наконец, последний этап ОКР - корректировка РКД по результатам испытаний.

Откорректированную РКД предъявляеют межведомственной комиссии (МВК) для проверки документации. По результатам проверки составляют акт, на основании которого выпускаеют совместное решение заказчика, министерства-исполнителя ОКР и министерства-изготовителя об утверждении акта МВК и откорректированной РКД.

ОКР считают законченной после утверждения РКД для изготовления образца и Акта о завершении корректировки РКД по замечаниям МВК.

По выполненной ОКР головной исполнитель проводит технико-экономическую оценку результатов ОКР, в которой дает сравнение созданного образца с существующими и разрабатываемыми отечественными и зарубежными аналогами по основным направлениям:

- техническому уровню образца;
- составу образца;
- тактико-техническим характеристикам;
- стоимости опытного и серийного образцов;
- затратам на освоение серийного производства образца и годовым эксплуатационным расходам;

- технико-экономическим и эксплуатационным показателям;
- уровню стандартизации и унификации;
- соответствию требованиям безопасности и охраны труда.

Вся проектная и рабочая документация в процессе ОКР проходят экспертизу. Виды экспертиз, этапы ОКР, на которых проводят экспертизу, организации, проводящие экспертизу, места ее проведения устанавливаются в ТТЗ.

1.2. Концепция создания ствольной управляемой ракеты и формирование тактико–технических требований к ней

Создание СУР, как и других управляемых ракет, начинается с разработки концепции и формирования тактико–технических требований.

Многие авторы рассматривают процесс проектирования ракет, начиная его с анализа ТТЗ, упуская при этом очень важный этап исследований, предварительных проработок и формирования ТТЗ.

Концепция создания СУР – это совокупность основных принципов построения и функционирования ракеты. Разрабатывая концепцию, необходимо рассматривать ракету как составную часть комплекса управляемого вооружения.

Принято различать тактическую и техническую составляющие концепции.

При разработке ТТЗ заказчиком основное внимание уделяется разработке тактической концепции, которая заключается в определении места дан-

ного вида вооружения в общей системе вооружений, выработке назначения и тактики применения разрабатываемой ракеты, а также взаимоувязки ракеты с комплексом. Техническая концепция вырабатывается предприятием–разработчиком на этапе предварительного проектирования и содержит в себе совокупность основных технических решений и принципов построения ракеты, в частности: способ пуска и наведения, общий принцип компоновки ракеты, тип системы управления, боевой части, двигательной установки, рулевых приводов и источников энергопитания.

Исходя из общей постановки задачи и принятой концепции создания ракеты, вырабатываются тактико–технические требования, основными из которых являются:

- состав образца;
- технические требования, в том числе: по дальности, скорости, точности, условиям размещения и пуска, типам целей, условиям боевого применения, помехозащищенности, взаимосвязи с комплексом;
- требования по радиоэлектронной защите, надежности, безопасности, технологичности;
- конструктивные требования.

Особенностью разработки концепции и формирования тактико–технических требований к ствольной управляемой ракете являются дополнительные требования и ограничения, накладываемые спецификой её размещения, пуска и наведения.

Оснащение танков и артиллерийских систем ствольными управляемыми ракетами позволяет вести бой до входа в зону эффективного ответного огня обычными боеприпасами. Применительно к

танковым боеприпасам управляемая ракета позволяет увеличивать дальность эффективной стрельбы с 2,5 до 5 км., обеспечивая преимущества перед противником. При этом не требуется увеличения энергетики пушки, и соответственно, ее габаритных размеров и массы.

Создание противотанковых ракетных комплексов (ПТРК), в которых ракеты размещены внутри танка, калибр которых равен калибру танковой пушки, а в качестве пусковой установки используется танковая пушка, дает дополнительную неуязвимость ракете и обеспечивает ей необходимую начальную скорость.

Основой тактической концепцией создания СУР является стремление получить тактические преимущества по дальности и точности поражения. Ствольные управляемые ракеты могут поражать неподвижные и движущиеся цели на дистанции максимальной видимости 4,5–5,5 км. По сравнению с обычными противотанковыми управляемыми ракетами, запускаемыми из транспортно–пусковых контейнеров (ТПК), типа "Конкурс", TOW и др., СУР имеют следующие существенные преимущества:

- высокая защищенность в транспортном положении, поскольку они находятся в боеукладке танка под защитой брони;
- высокая начальная скорость и малое время подлета к цели за счет активного старта из танковой пушки (средняя скорость СУР 300–400 м/с).

Разработка технической концепции СУР заключается в определении облика ракеты и её взаимодействия с комплексом управляемого вооружения.

1.3. Ракета как элемент комплекса управляемого вооружения

Современные ствольные управляемые ракеты в составе комплекса управляемого вооружения танка или противотанковой пушки при взаимодействии с системой управления огнем предназначены для поражения неподвижных и движущихся танков, современных бронированных объектов, имеющих комбинированную, разнесенную или монолитную броню, в том числе с динамической защитой, а также малоразмерных целей типа ДОТ, ДЗОТ, танк в окопе, легкобронированных объектов (типа БМП) и зависших вертолетов.

При создании комплексов управляемого вооружения к СУР предъявляются дополнительные требования: необходимость соответствия, по возможности, габаритно-массовым характеристикам неуправляемых боеприпасов, а также обеспечение совместимости с танковыми автоматами заряжания (учитывая, что в пушечном вооружении современных танков используются боеприпасы раздельного заряжания), способность выдерживать кратковременно большие стартовые перегрузки. Требуемая большая дальность пуска, высокая точность наведения, стрельба по неподвижным и движущимся целям обусловили применение полуавтоматической или автоматической системы наведения.

С созданием твердотельных лазеров начали внедряться полуавтоматические системы наведения ракет по лазерному лучу, в которых лазерный луч модулируется дополнительными оптическими устройствами, позволяющими разделять световой луч на зоны, соответствующие определенному положению ракеты относительно его центральной линии.

Основой комплексов с полуавтоматическим наведением является система наведения ракеты, для управления которой используется полуавтоматическая двухканальная система дистанционного наведения по лучу лазера, в которой задача наводчика сводится к удержанию прицельной марки на неподвижной или движущейся цели.

Система наведения состоит из двух контуров:

- внешнего контура наведения;
- контура системы управления ракетой.

Внешний контур наведения имеет два канала: визирный и информационный (рис. 1.1).

Визирный канал, состоящий из окуляра, объектива, призмы, стабилизированного головного зеркала, служит наводчику для поиска, обнаружения, опознавания и слежения за целью.

Информационный канал включает излучатель, формирующий информационный луч, механизм управления (модулятор), обеспечивающий кодирование информационного луча, механизм превышения, предназначенный для поднятия и опускания оси информационного луча над линией визирования цели, панкратическую систему увеличения, обеспечивающую программное сужение информационного поля в соответствии с текущей дальностью полета ракеты.

Информационный и визирный каналы съюстированы между собой. Это обеспечивает наведение оси информационного луча на цель при слежении за целью оператором с помощью визирного канала.

Система управления размещена на борту ракеты и предназначена для вывода ракеты с участка начального встреливания на ось информационного луча и последующего удержания ракеты на этой оси до момента поражения цели.

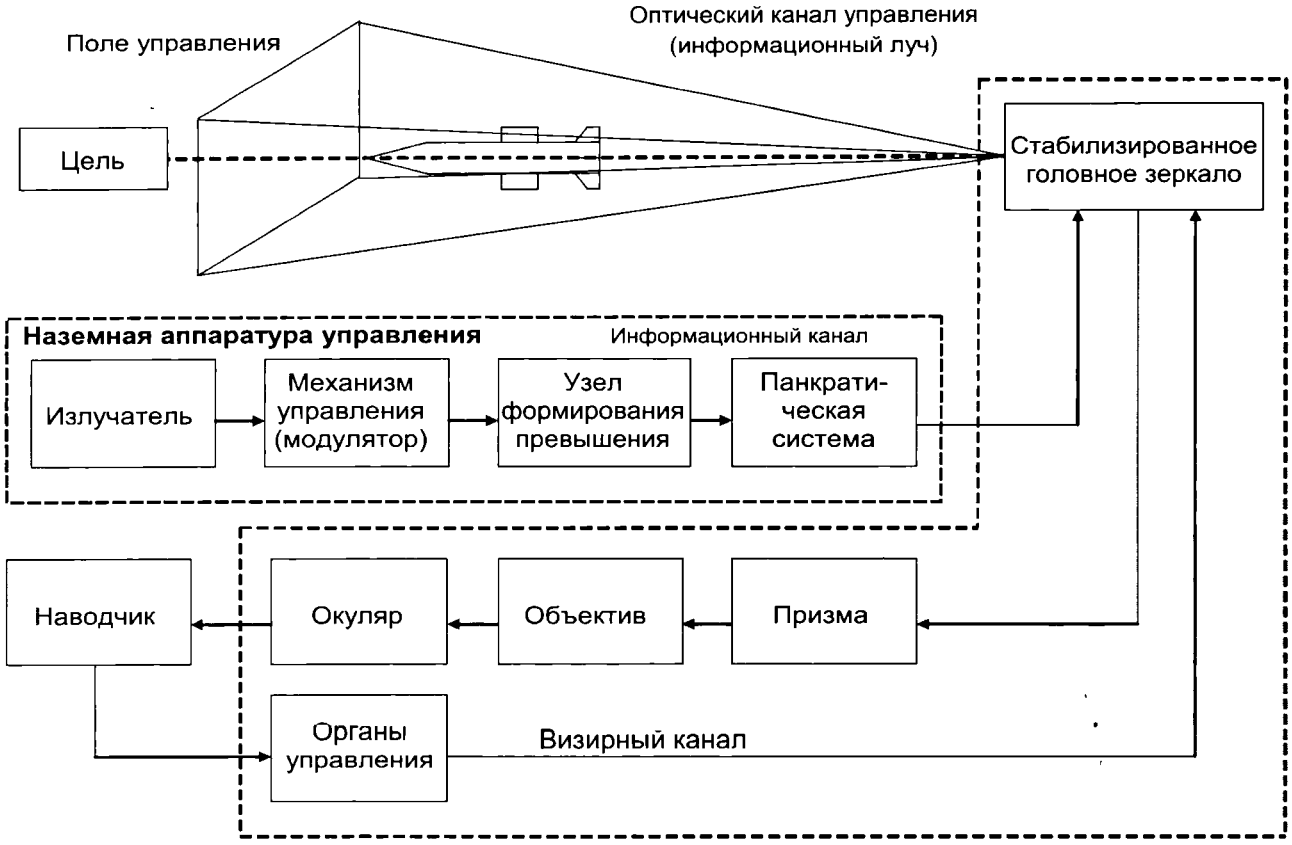


Рис. 1.1 Структурная схема комплекса

После выстрела и начального участка полета ракета попадает в информационный лазерный луч, модулированный четырьмя рабочими частотами (f1, f2, f3, f4) и частотой заполнения f5, распределенными в плоскости, перпендикулярной направлению полета.

Бортовой процессор, входящий в состав системы управления, выполняет частотное разделение сигналов, фильтрацию, детектирование и преобразование длительности огибающих частот заполнения f1 – f4 во временные интервалы T1 – T4 и в координаты Y1 и Z1, характеризующие положение ракеты относительно оси луча, ориентированного по линии визирования, формирует сигналы управления аэродинамическими рулями в связанной с ракетой системе координат. В полете ракета вращается относительно собственной продольной оси, а ее органы управления работают в режиме перекладки, так как сигналы управления рулями вырабатываются с учетом угла крена ракеты, выдаваемого гирокоординатором. Отклонения рулей приводят к появлению аэродинамических сил, вызывающих перемещение ракеты к оси информационного луча, направление которого задается наводчиком в течение всего времени полета ракеты к цели.

Ракета функционирует следующим образом.

При срабатывании устройства инициирования воспламеняется заряд в метательном устройстве, после чего ракета, преодолевая усилие обтюрации, движется в канале ствола. При движении в стволе и достижении ракетой заданной перегрузки срабатывает датчик схода, который замыкает цепь запуска устройства управления автома-

тикой. При нарастании перегрузки до заданного уровня срабатывает накольный механизм пиротехнического воспламенителя маршевой двигательной установки. После выхода ракеты из канала ствола происходит раскрытие консолей крыла, сход поддона, установка рулей в нулевое положение и, спустя время задержки, происходит запуск маршевого двигателя.

После выхода на режим источника питания происходит инициализация бортового процессора и выдача процессором команды на отклонение рулей ракеты для ее полета в режиме компенсации силы тяжести (до входа в поле управления).

При появлении управляющего сигнала с выхода приемного устройства бортовой процессор выделяет координаты отклонений ракеты от центра лазерного луча и вместе с сигналом компенсации силы тяжести после преобразования в связанную с ракетой систему координат подает на исполнительные органы системы управления.

Благодаря установке консолей крыла под углом к продольной оси ракеты обеспечивается вращение ракеты по крену на всей траектории полета с заданной частотой.

При встрече ракеты с целью пьезогенератор боевой части вырабатывает импульс на срабатывание детонирующего устройства и осуществляется подрыв боевой части. Вначале срабатывает лидирующий заряд, инициируя подрыв динамической защиты цели, затем срабатывает основной заряд, образуя кумулятивную струю, пробивающую основную броневую защиту цели.

В случае промаха ракеты по цели через 25 – 40 с после выстрела происходит самоликвидация боевой части.

1.4. Особенности проектирования ствольных управляемых ракет

Проектирование такого сложного технического объекта, как управляемая ракета является одновременно научной дисциплиной и в некотором смысле искусством. Проектирование, как научная дисциплина, имеет своей целью выработку методологии, основных принципов и методов создания ракеты, обеспечивающей выполнение заданных требований.

Методологически процесс проектирования СУР осуществляется в соответствии с общими принципами проектирования сложных технических систем, основными из которых, применительно к проектированию ракет, являются:

- системный подход;
- итерационность процесса проектирования;
- определение критериев оптимизации ракеты и выбор её основных проектных параметров;
- разработка математических моделей и математическое моделирование объекта проектирования и процессов его функционирования;
- полунатурное моделирование работы объекта проектирования;
- экспериментальное подтверждение правильности выбранных технических решений.

Особенности проектирования ствольных управляемых ракет определяются специфичностью условий их применения.

Ствольные управляемые ракеты являются сравнительно новым видом высокоточного оружия сухопутных войск. Являясь составной частью комплекса вооружения танков, бронетранспортеров,

артиллерийских установок, они при своем проектировании должны обеспечивать адаптацию к уже существующим боеукладкам, ствольным системам, прицельно–управляющим системам, системам пуска и другим условиям, характерным для бронетанковой и артиллерийской техники. Зачастую эти дополнительные требования и ограничения являются определяющими при выборе проектных параметров СУР. Так, например, требование раздельного заряжания в танках приводит к необходимости составной конструкции выстрела с управляемой ракетой.

Основным фактором являются условия пуска СУР из ствола пушки. При этом на ракету действуют перегрузки в несколько тысяч единиц. Условия старта определяющим образом влияют на выбор конструктивных решений и технологию изготовления механических и электронных устройств. Старт из нарезной пушки приводит к необходимости применять специальный механизм, снижающий частоту вращения ракеты при движении по стволу.

Наведение ракеты – радиокомандное или по лазерному лучу требует размещения приёмных устройств в хвостовой части ракеты и поэтому делает невозможным размещение сопел маршевого двигателя в хвостовой части СУР. Жесткие ограничения по массе, габаритам, экономическим показателям приводят к выбору одно- или двухканальной системы управления с обеспечением принудительного вращения ракеты по крену в полете.

Основной особенностью аэродинамического проектирования СУР, которое заключается в выборе аэродинамической схемы и проектировании аэродинами-

ческой компоновки ракеты, является необходимость учета взаимодействия внешнего набегающего потока и струй газов, истекающих из сопел маршевого двигателя, с несущими поверхностями, расположенными в хвостовой части ракеты. При этом должны быть обеспечены требуемые характеристики устойчивости и управляемости как на пассивном, так и на активном участке полета, что достигается путем оптимизации аэрогазодинамической компоновки и профиля тяги маршевого двигателя.

Облик ствольной управляемой ракеты, как и любого сложного технического изделия, - это совокупность концепций его построения, принципов функционирования, основных технических решений, проектных параметров, обеспечивающих выполнение тактико-технических требований, предъявляемых к изделию. Выбор облика ракеты является чрезвычайно важным этапом её проектирования, поскольку определяет направление всей дальнейшей её разработки. Обоснование облика ракеты проводится на начальном этапе разработки и включает в себя выбор технических решений по способу пуска, принципам наведения, взаимодействию ракеты с комплексом, принципам построения системы управления, аэродинамической и внутриотсечной компоновке ракеты.

Определяющим фактором для разработки облика ракеты является способ пуска.

Исходя из концепции создания ствольной управляемой ракеты для обеспечения максимально возможной начальной скорости, пуск ракеты производится из ствола пушки. Однако, в отличие от неуправляемых снарядов, пуск ракеты имеет следующие особенности:

- перед пуском должны быть взведены элементы питания и автоматики ракеты;
- при пуске из нарезного ствола ракета должна иметь устройства, предотвращающие её вращение с частотой, не более заданной из условия работы системы управления.

Во время выстрела срабатывает специальное индукторное устройство и происходит взведение источника питания и элементов системы управления. При инициировании метательного заряда и под действием давления пороховых газов ракета выстреливается из ствола, после чего сбрасывается защитный поддон, закрывающий задний торец ракеты, раскрываются консоли крыла и рули и начинается управляемый полет ракеты.

При выборе способа пуска, параметров метательного устройства и конструкции ракеты необходимо исходить из условий получения максимальной начальной скорости при минимальных перегрузках и выполнении условий безопасности.

1.5. Способ наведения

В существующих противотанковых комплексах со ствольными управляемыми ракетами и снарядами используются следующие основные способы наведения: командное наведение, наведение в лазерном луче и полуактивное самонаведение.

При командном наведении команды управления ракетой формируются в приборе наведения, расположенном в точке пуска ракеты, в системе координат пусковой установки.

При таком способе с помощью прибора наведения определяются координаты ракеты и ее отклонения от линии визирования цели, затем формируются управляющие команды и по линии связи (радиолинии, оптическому каналу) передаются на ракету, где осуществляется их прием, усиление, преобразование в связанную с ракетой систему координат и подача на исполнительные органы системы управления – рулевые приводы. Следящие рулевые приводы, отклоняя рули на углы, пропорциональные рассогласованию, обеспечивают удержание ракеты на линии визирования прибор наведения – цель.

При наведении в лазерном луче команды управления ракетой формируются непосредственно на борту ракеты в ее системе управления.

В данном случае прибор наведения генерирует информационное поле управления при помощи модулированного излучения, центр которого постоянно удерживается на цели. Бортовая аппаратура ракеты определяет свое положение в информационном поле относительно его центра (линии визирования), выделяет соответствующее рассогласование в горизонтальной и вертикальной плоскостях и формирует команды управления в зависимости от рассогласования и угла крена ракеты.

Командное наведение и наведение в лазерном луче используется для ствольных управляемых ракет на дальностях до 5...5,5 км при стрельбе по неподвижным и движущимся целям по настильным траекториям.

Для применения управляемых ракет по целям на дальностях до 25 км используются полуактив-

ные системы лазерного и комбинированного лазерного и инфракрасного самонаведения на конечном участке траектории. При этом ракета вначале осуществляет полет по баллистической траектории в неуправляемом режиме, а затем переходит в режим управления для создания условий для захвата цели головкой самонаведения по отраженному лазерному излучению. Применение гироскопических головок самонаведения позволяет обеспечить высокую точность наведения ракет как по неподвижным, так и движущимся целям.

Для рассматриваемого класса ствольных управляемых ракет наибольшее распространение получил способ наведения ракет в модулированном лазерном луче, формируемым оптическим квантовым генератором. При этом приемник лазерного излучения располагают в хвостовой части ракеты, а ее траекторию формируют таким образом, что центр информационного луча выводиться на линию визирования непосредственно перед попаданием в цель, что делает практически невозможной постановку направленных помех со стороны противника и снижает время демаскирования пункта управления ракетой.

Рассмотрим некоторые возможные способы реализации данного метода.

В системе наведения можно выделить две части: внешний контур наведения и систему управления ракетой. Упрощенная структура системы наведения приведена на рис. 1.2.

Оператор, поворачивая головное зеркало, наводит марку прицельного устройства на цель и нажимает кнопку «Пуск». По этой команде включается источник модулированного лазерного излучения. Панкратическая система через головное

зеркало формирует информационное поле. После старта ракеты по командам, выдаваемым вычислителем, панкратическая система перемещает расчетное сечение информационного поля (сечение луча, радиус которого равен заданному) в направлении цели с программной скоростью. Закон изменения программной скорости должен соответствовать изменению скорости ракеты по траектории полета. Через определенный вычислителем промежуток времени центр расчетного сечения поля по заданному закону выводится на линию визирования цели. Система управления автоматически стабилизирует ракету в центре луча. Оператор на протяжении всего времени полета должен удерживать прицельную марку на цели. Через время, равное времени полета на максимальную дальность или по команде оператора, система приводится в исходное состояние.

Возможно несколько вариантов построения контура наведения.

Вариант 1. Пусковое устройство, оптический и лазерный каналы конструктивно выполнены в форме единого модуля таким образом, что угол между осью оптического канала и осью пускового устройства (угол рассогласования) не изменяется. В этом случае прицеливание и сопровождение цели производится через оптический канал поворотом (вручную или при помощи блока приводов) всего модуля. Структурная схема и алгоритм работы такой системы наведения соответствуют схеме, показанной на рис. 1.2. Значение угла рассогласования выбирается таким образом, чтобы к началу управляемого полета ракета находилась

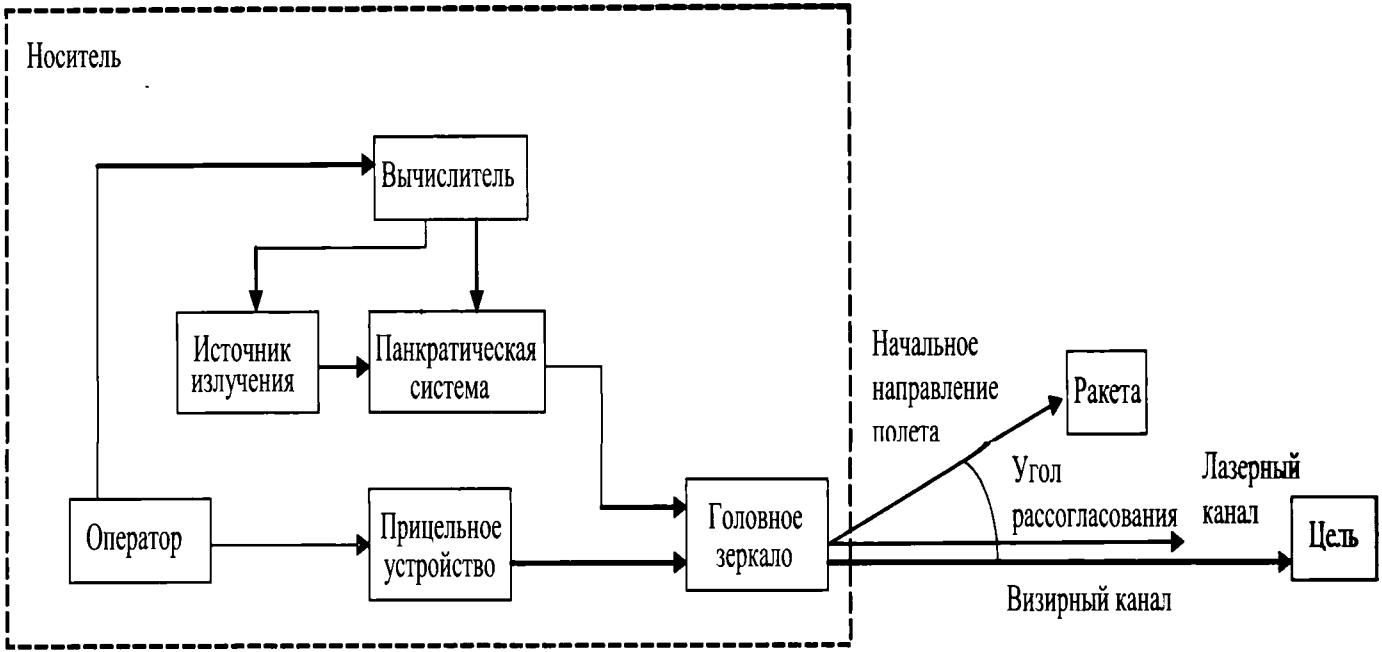


Рис 1.2 Структурная схема контура наведения

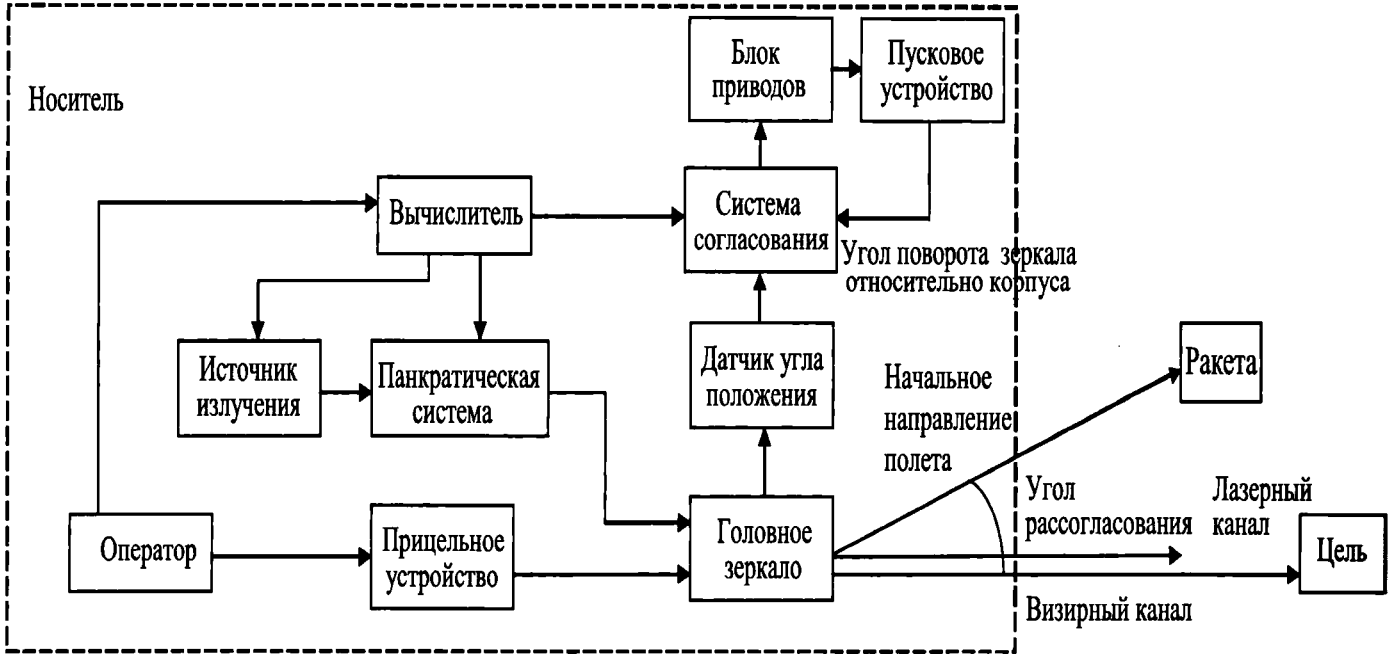


Рис 1.3 Структурная схема контура наведения с датчиками угла и блоком приводов

в информационном поле. К преимуществам такого контура наведения можно отнести его простоту (и, соответственно, невысокую стоимость), малые габаритные размеры и массу, что позволяет построить на его базе эффективную переносную противотанковую систему. Оптический канал такой системы может быть дополнен устройством для дистанционного управления (например, телевизионным), что даст возможность оператору вести огонь, находясь в укрытии. Основным недостатком является возможное снижение точности наведения на больших дальностях, вызванное чувствительностью данного контура к случайным возмущениям, действующим во время полета ракеты на пусковой модуль и, следовательно, на головное зеркало системы наведения.

Вариант 2. Пусковое устройство и контур наведения конструктивно выполнены в различных модулях. Структурная схема такой системы приведена на рис.1.3. Основным отличием от предыдущего варианта является то, что в состав системы должны входить датчики углового положения головного зеркала, контур согласования и блок приводов пускового устройства. Прицеливание и сопровождение цели оператор производит через оптический канал при помощи поворота головного зеркала контура наведения. При нажатии кнопки "Пуск" контур согласования считывает информацию с датчиков углового положения головного зеркала и, управляя блоком приводов пускового устройства, сводит угол рассогласования между линией визирования цели и продольной осью пусковой установки к заданному зна-

чению, создавая тем самым необходимые условия для встреливания ракеты в информационное поле. После схода ракеты алгоритм работы системы наведения такой же, как и в предыдущем варианте. Такое конструктивное решение позволяет создать противотанковую систему на базе подвижного носителя (например, бронетранспортера или автомобиля), установив прибор наведения внутри носителя, а пусковое устройство на его корпусе (например, на выдвижной штанге). Головное зеркало может быть выполнено гиростабилизированным, что существенно повышает точность и позволяет вести огонь сходу. Кроме того, возможна реализация стрельбы в режимах с "Превышением" (в этом случае ракета большую часть траектории летит выше линии визирования цели, не демаскируя носитель) и без "Превышения". Оптический канал контура наведения может быть дополнен системами наблюдения, работающими в других диапазонах длин волн (инфракрасном, миллиметровом, СВЧ), а также системами электронной обработки и отображения информации, что позволяет повысить эффективность противотанковой системы. К недостаткам следует отнести большие, чем в предыдущем случае, сложность, габаритные размеры, масса и стоимость.

Вариант 3. При неподвижной пусковой установке, находящейся на носителе, или недопустимом рассеивании ракет на начальном участке траектории (вертолетный вариант) контур наведения может быть дополнен пеленгатором (рис.1.4), работающем в инфракрасном (по соплу ускорителя) или оптическом (по сигнальной лам-

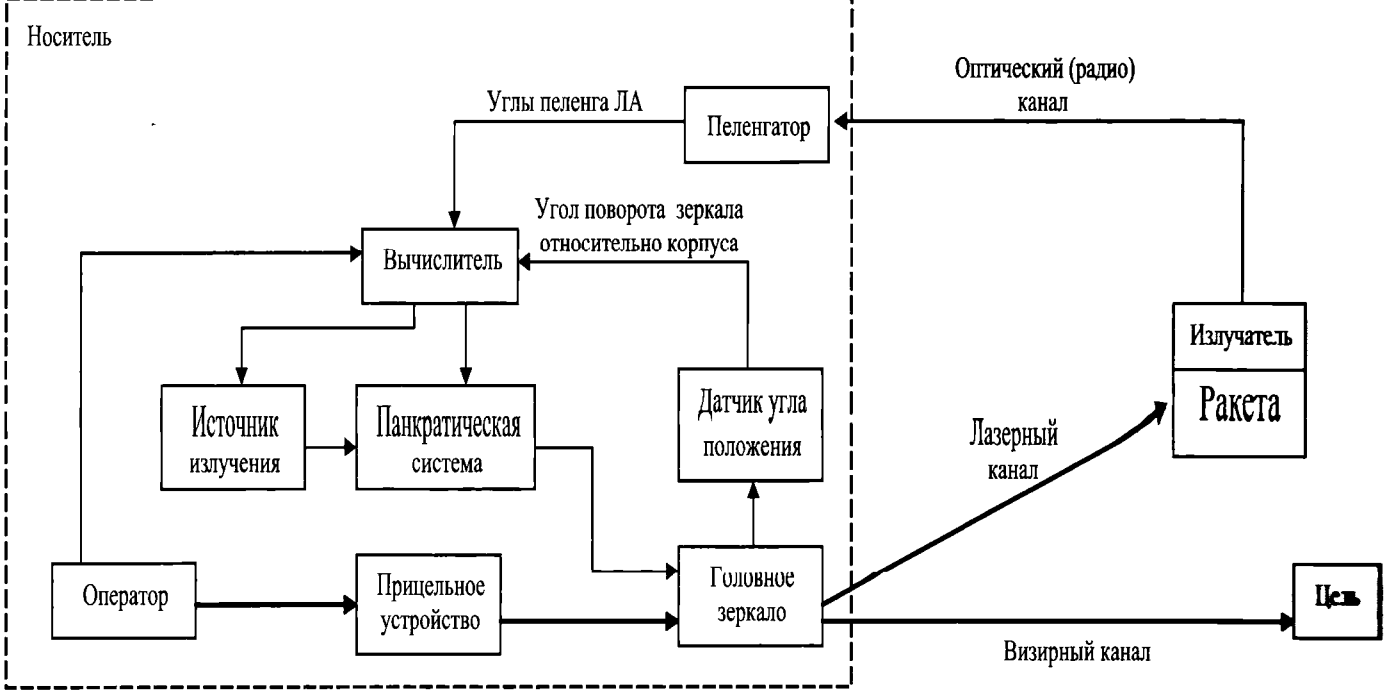


Рис 1.4 Структурная схема контура наведения с пеленгатором

пе) диапазоне волн. После пуска ракеты пеленгатор отслеживает ее движение и в момент отделения ускорителя выдает в вычислитель информацию о ее угловом положении относительно линии визирования цели. По командам вычислителя панкратическая система направляет информационный луч в место нахождения ракеты, а затем по заданному закону совмещает его с линией визирования цели. Такое решение позволяет снизить требования к допустимым размерам зоны начального рассеивания ракет.

1.6. Траектория полета ракеты

Выбранный способ наведения ракеты обуславливает особенности траектории, по которой летит ракета, а также в значительной степени влияет на требования к ее баллистическим и динамическим характеристикам, определяет состав и структуру ее системы управления.

Ствольные ракеты применяются с наземных носителей по наземным целям типа танк, БМП, БТР, ДОТ, ДЗОТ и по низколетящим вертолетам и самолетам.

Рассмотрим особенности заданной траектории полета ракеты в лазерном луче, которая реализуется при ее применении в режиме «земля – земля» по неманеврирующей или маневрирующей цели.

При анализе траекторий за начало отсчета можно принять головное зеркало прибора наведения, ось X направить в точку положения цели при старте ракеты, а ось Y – по местной вертикали. На-

чало отсчета по времени совмещается с моментом пуска ракеты.

Поскольку перемещение наземной цели по вертикали возможно только благодаря особенностям рельефа местности, маневром цели в вертикальной плоскости можно пренебречь. Тогда, в простейшем случае – при применении ракеты в режиме без «Превышения», заданная траектория полета ракеты в вертикальной плоскости представляет собой прямую, соединяющую прибор наведения и цель. Однако в данном случае демаскируется носитель, поскольку цель облучается управляющим полем на протяжении всего полета ракеты. Для устранения данного недостатка наведение может быть реализовано в режиме с «Превышением». Для этого на большей части траектории полета ракеты панкратическая система прибора наведения перемещает управляющий луч таким образом, чтобы центр информационного поля на дальности нахождения ракеты располагался выше линии визирования цели. Вычислитель прибора наведения по известной дальности до цели определяет время полета ракеты и в необходимый момент подает в панкратическую систему команду на снятие «Превышения». Центр информационного поля по заданному закону опускается на линию визирования непосредственно перед подлетом ракеты к цели. На рис. 1.5 приведен пример заданной траектории полета ракеты в вертикальной плоскости в режиме с «Превышением».

Как видно из рис.1.5, на большей части траектории полета ракеты центр информационного поля в точке нахождения ракеты находится на 4,5 м выше

линии визирования, а затем по синусоидальному закону опускается и выводит ракету на линию визирования примерно за 0,5 с до ее попадания в цель.

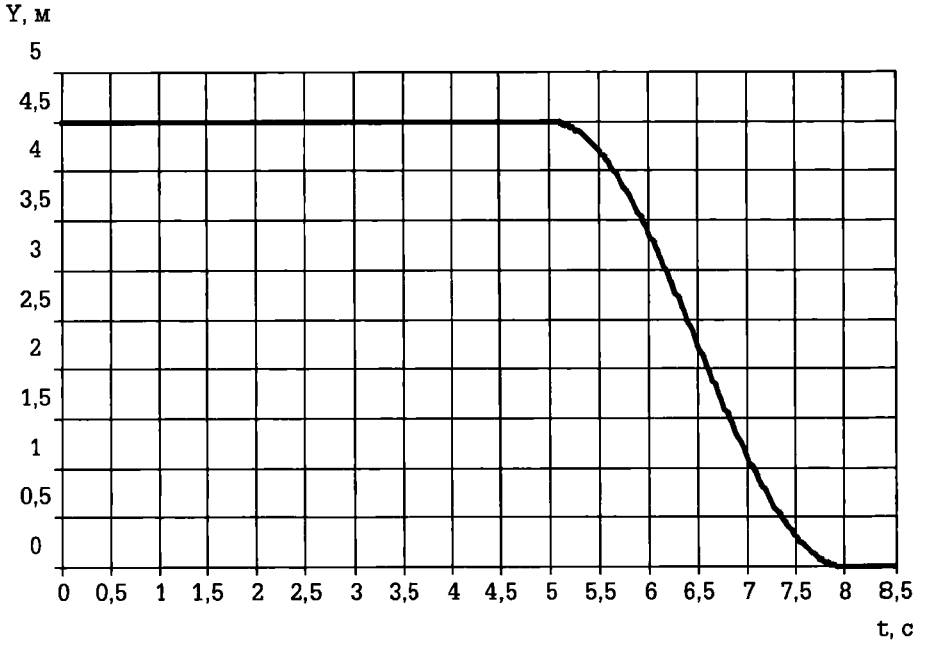


Рис. 1.5 Траектория полета ракеты в вертикальной плоскости в режиме с «Превышением»

Заданная траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости при стрельбе из неподвижного носителя по неподвижной цели также представляет собой прямую, проходящую через прибор наведения и цель.

Пример заданной траектории полета ракеты в горизонтальной плоскости при движении цели перпендикулярно начальному направлению полета со скоростью 70 км/ч приведен на рис. 1.6.

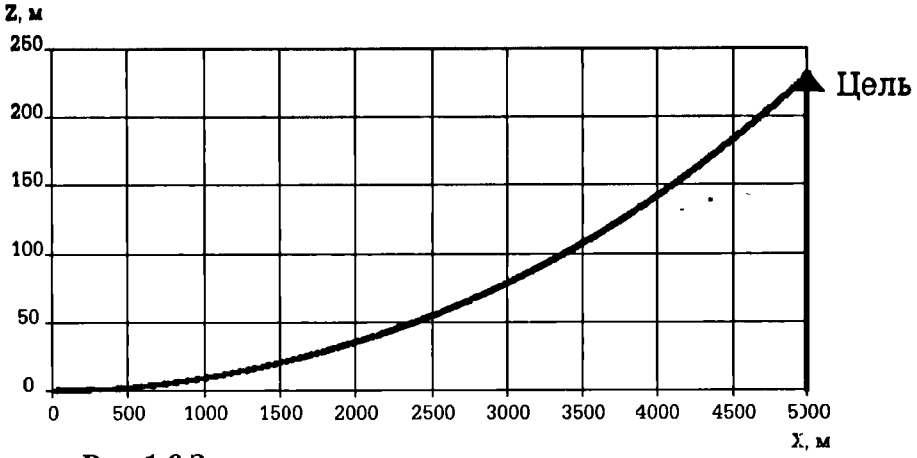


Рис. 1.6 Заданная траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости

Для движения по такой траектории маневренные характеристики ракеты должны позволять стабилизировать ее в информационном поле и развивать дополнительное поперечное ускорение, равное произведению угловой скорости линии визирования цели на скорость полета ракеты.

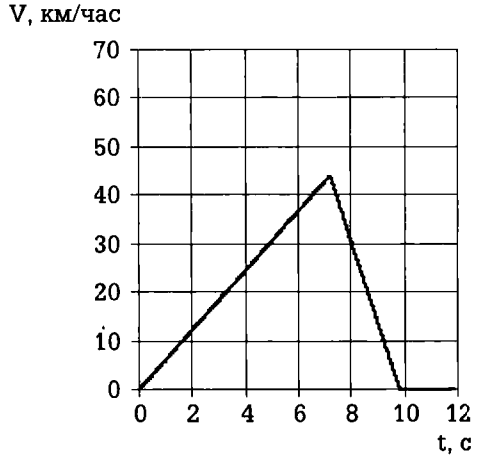


Рис. 1.7 Закон изменения скорости цели при совершении маневра типа «Скачек из укрытия в укрытие»

Предположим, что цель движется перпендикулярно начальному направлению полета ракеты не с постоянной скоростью, а совершает маневр типа "Скачек из укрытия в укрытие". Пример закона изменения скорости цели при таком маневре показан на рис. 1.7. Полученная при этом заданная траектория полета ракеты показана на рис. 1.8.

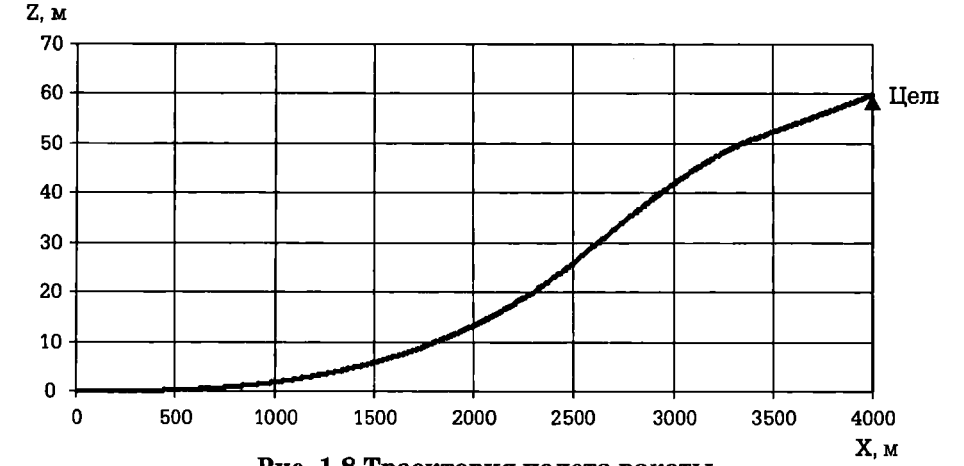


Рис. 1.8 Траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости

Дополнительное поперечное ускорение, которое должна развивать ракета при таком маневре цели, также равно произведению текущей угловой скорости линии визирования и линейной скорости ракеты, однако, как будет показано ниже, необходимость поражения цели, которая двигается с ускорением, влияет на выбор порядка астатизма системы управления ракетой. Если цель движется с постоянной скоростью по траектории, показанной на рис. 1.9, совершая маневр «Змейка», то заданная траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости будет иметь вид, показанный на рис. 1.10.

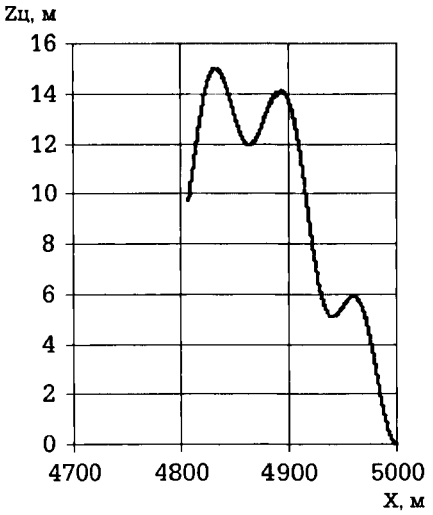


Рис. 1.9 Траектория движения цели при совершении маневра «Змейка»

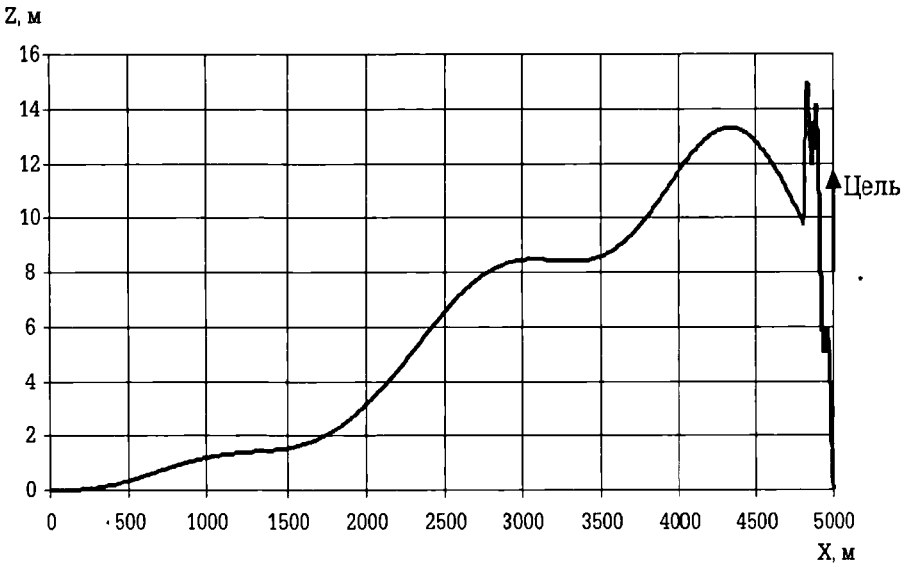


Рис. 1.10 Траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости при движении цели по «Змейке»

Необходимость отработки синусоидальных сигналов накладывает дополнительные требования к маневренности ракеты и динамическим свойствам ее системы управления.

1.7. Принципы построения системы управления

Система управления должна обеспечивать наведение ракеты на цель в соответствии с выбранным законом управления. При этом система управления решает задачу угловой стабилизации относительно трёх связанных осей по тангажу, рысканию и крену и управляет центром масс в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях - в вертикальной и горизонтальной.

Если ракете придать вращение относительно продольной оси с частотой 10-15 об/с, то задача угловой стабилизации сводится к стабилизации ракеты по тангажу и рысканию. Но при этом необходимо обеспечить вполне определённое соотношение между частотой вращения ракеты по крену и собственной частотой по тангажу и рысканию. Это требование необходимо для того, чтобы не возникало резонансных явлений в контуре управления. Если частота вращения ракеты существенно выше ее собственной частоты, то резонансные явления в контуре управления не возникают.

В процессе управления вращающейся ракетой следящие рулевые приводы должны осуществлять перекладку рулей с частотой вращения ракеты, т.е. при повороте ракеты по крену на 180° рули должны изменять свой знак на противоположный. Амплитуда отклонения рулей определяется управляющим сигналом в зависимости от отклонений центра масс ра-

кеты от центра лазерного луча. Для обеспечения компенсации силы тяжести необходимо дополнительно вводить управляющий сигнал, действующий только в вертикальной плоскости.

В реальных системах управления обычно используют синусоидальный закон отклонения рулями в режиме перекладки. Если имеются две пары рулей, то их закон отклонений с точностью до переходных процессов может быть представлен в следующем виде:

$$\delta_y = (k\Delta y + \delta_k)\cos\gamma + k\Delta z \sin\gamma;$$

$$\delta_z = -(k\Delta y + \delta_k)\sin\gamma + k\Delta z \cos\gamma,$$

где k - коэффициент передачи канала управления; $\Delta y, \Delta Z$ - линейные отклонения центра масс ракеты от центра лазерного луча, в двух плоскостях в системе координат пусковой установки; γ - текущий угол крена; δ_k - сигнал компенсации силы тяжести.

Учитывая, что $\gamma = \omega t$, ($\omega = 2\pi n$, n - частота вращения ракеты), запишем выражения для углов отклонения рулей в виде:

$$\delta_y = (k\Delta y + \delta_k)\cos\omega t + k\Delta z \sin\omega t;$$

$$\delta_z = -(k\Delta y + \delta_k)\sin\omega t + k\Delta z \cos\omega t;$$

При одноканальном управлении с помощью одной пары рулей увеличенной площади закон управления принимает вид:

$$\delta = k(\Delta y + \delta_k)\cos(2\pi nt) + k\Delta z \sin(2\pi nt).$$

Фактически при такой структуре сигналов углов отклонения рулей в вертикальной и горизонтальной плоскостях синусно-косинусное преобразование согласовывает систему координат пусковой установки и ракеты (переводит углы отклонения рулей в связанную с ракетой систему координат).

В связи с этим, в систему управления необходимо вводить гироскопический датчик угла крена и знать положение местной вертикали в момент выстрела ракеты.

К исполнительным рулевым приводам предъявляются высокие требования по быстродействию, так как они должны осуществлять перекладку рулей с частотой вращения ракеты, при этом углы отклонения рулей могут достигать предельных значений.

Таким образом, при наведении ракеты в лазерном луче система управления должна обеспечивать выделение координат центра масс ракеты относительно линии визирования "пусковая установка-цель", пересчитывать координаты в команды отклонения рулей с помощью синусно-косинусного преобразования и их отрабатывать рулевыми приводами с целью удержания центра масс ракеты на линии визирования.

1.8. Определение потребных нормальных перегрузок ракеты

Нормальные или боковые располагаемые перегрузки ракеты определяют её маневренность. Под перегрузкой понимают отношение суммарной силы, действующей в данном направлении, за исключением силы тяжести, к силе тяжести или отношение ускорения ракеты к ускорению свободного падения.

Для обеспечения наведения ракеты на маневрирующую цель необходимо, чтобы располагаемая перегрузка ракеты была не менее требуемой, определяемой методом наведения и маневром цели.

При наведении ракеты в лазерном луче методом трех точек на неподвижную цель, требуемая нормальная перегрузка должна быть не менее одной единицы, действующей в вертикальной плоскости, для компенсации силы тяжести и обеспечения горизонтального полета.

При маневре цели в горизонтальной плоскости ракета должна не только совершать горизонтальный полет в режиме компенсации силы тяжести, но и совершать маневр в горизонтальной плоскости. В этом случае потребная перегрузка ракеты возрастает.

Потребная перегрузка ракеты при маневре цели существенно зависит от начальной дальности пуска и с её уменьшением она возрастает. Её числовое значение определяют методом математического моделирования движения ракеты как материальной точки с учетом кинематических соотношений, описывающих относительное движение ракеты и цели.

Для предварительного определения потребного ускорения a_z, связанного с маневром цели, можно воспользоваться аналитическим выражением [29]:

$$a_z = a_{zц} - \left[2\dot{D} - D\frac{\dot{V}}{V} - 2\dot{D}_ц \right] \dot{\chi}_ц,$$

где $a_{zц}$ - ускорение цели в боковом направлении, перпендикулярном линии визирования; $\dot{D}$ - скорость

изменения дальности до ракеты в системе координат пункта управления; $\dot{D}_ц$ - скорость изменения дальности до цели в системе координат пункта управления; $V, \dot{V}$ - соответственно скорость и продольное ускорение ракеты; $\dot{\chi}_ц$ - производная угла азимута цели в системе координат пункта управления.

При неподвижном пункте управления и отсутствии упреждения при стрельбе по цели, а также с учетом кратковременности активного участка полета, где продольное ускорение ракеты $\dot{V}$ существенно,

$$\dot{D} = V, \qquad \dot{V} = 0.$$

Тогда выражение для a_z принимает вид:

$$a_z = a_{zц} - 2\left(V - \dot{D}_ц\right)\dot{\chi}_ц .$$

Из полученного выражения следует, что потребное дополнительное боковое ускорение ракеты зависит от скорости ракеты, дальности до цели, бокового ускорения цели и скорости изменения азимутального угла цели.

Потребная перегрузка

$$n_z = \frac{a_z}{g} = \frac{a_{zб} - 2(V - \dot{D}_б)\dot{\chi}_б}{g} .$$

Для типовых маневров цели, приведенных выше, в результате расчетов и математического мо-

делирования определено, что для наведения ракеты её потребная перегрузка на всей траектории полета должна быть не менее двух единиц.

Наиболее сложным в этом отношении является конечный участок полета, на котором скорость ракеты существенно снижается. Поэтому потребную нормальную перегрузку ракеты следует определять из условия обеспечения её маневренности при минимальной скорости полета Vmin.

Для обеспечения эффективного наведения ракеты на маневрирующую цель должно выполняться следующее соотношение:

$$n_{zp} \geq n_z, n_{yp} \geq 1.$$

где n_{zp} - располагаемая перегрузка ракеты в горизонтальной плоскости; n_{yp} - располагаемая перегрузка ракеты в вертикальной плоскости.

Располагаемая нормальная перегрузка, развиваемая ракетой в режиме балансировки, определяется, с одной стороны, предельно допустимыми значениями углов атаки и скольжения и, с другой стороны, предельно допустимыми отклонениями органов управления. Нормальная перегрузка, которую может создавать ракета в режиме балансировки при максимальном отклонении органов управления, является располагаемой перегрузкой при данном скоростном напоре:

$$n_{yp} = (C_y^{\alpha}\alpha_{бал\max} + C_y^{\alpha}\delta_{\max})qS/mg,$$

где $\delta_{\max}$ - максимальный угол отклонения рулей ракеты; C_y^{α} - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; q - скоростной напор; S – характерная площадь,

$\alpha_{бал\max} = \frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}}\delta_{\max}$ - балансировочный угол атаки при максимальном отклонении рулей ракеты; m – масса ракеты; m_z^{α} - производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; m_z^{δ} - производная коэффициента момента тангажа по углу отклонения руля.

Балансировочный угол атаки обеспечивается запасом статической устойчивости ракеты и эффективностью её рулевых поверхностей, создающих управляющую силу при их отклонении на заданный угол.

Следует отметить, что располагаемая перегрузка характеризует маневренные качества ракеты, а именно, её способность создавать нормальную к траектории управляющую силу.

Увеличение степени статической устойчивости (т.е. увеличение по модулю коэффициента m_z^{α}) при неизменных остальных параметрах приводит к снижению располагаемой перегрузки и ухудшению маневренности ракеты.

Располагаемая перегрузка реализуется выбором соответствующей площади крыла, создающего подъемную силу, и необходимыми балансировочными углами атаки в диапазоне скоростей ракеты.

1.9. Основные принципы построения компоновки ствольной управляемой ракеты

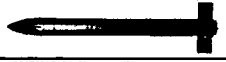
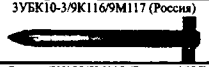
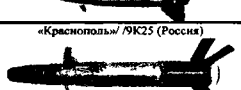
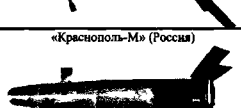
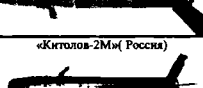
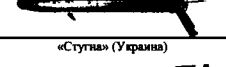
Компоновка (компоновочная схема) ракеты – это чертеж общего вида, на котором представляется информация об аэродинамической схеме, располо-

жении несущих поверхностей, структуре, отсечном и блочном делении, габаритных размерах ракеты, размещении основных её агрегатов, а также, в табличном или ином виде об массоинерционных и центровочных характеристиках ракеты и её составных частей.

Таким образом, понятие компоновка ракеты включает в себя аэродинамическую компоновку и внутреннюю или внутриотсечную компоновку. Компоновка ракеты вместе с теоретическим чертежом являются основным проектным документом для дальнейшей проработки конструкции составных частей и ракеты в целом. Разработка компоновки ракеты является комплексным процессом. При разработке аэродинамической компоновки необходимо учитывать положение центра масс ракеты (начальную и конечную центровку), расположение сопел маршевого двигателя, тип рулевых приводов, возможность размещения механизмов раскрытия крыла и рулей, а также другие вопросы касающиеся внутренней компоновки ракеты. С другой стороны, внутренняя компоновка ракеты определяется аэродинамической схемой, требованиями минимального расхождения центровок ракеты во время полета.

В таблице 1.1 представлены различные варианты аэродинамической компоновоки ракеты и их технические характеристики. Большинство ранее разработанных ракет выполнено по аэродинамической схеме «утка» (с передним расположением рулей). Это предопределено тем, что в них используются воздушнодинамические рулевые приводы, для работы которых необходимо иметь воздухозаборники в носовой части ракеты. Это, кроме ухудшения условий работы кумулятивной боевой

Таблица 1.1

№ п/п	Наименование комплекса/ракеты (страна, год)	Тип ПУ	Дальность, км	Скорость, дульная/ макс., м/с	Бронепро-биваемость, мм	Тип БЧ (масса)	Калибр, мм	Длина, мм	Масса, кг.	Система наведения	Система управления	Тип носителя	Тип цели
1	«Бастион»/9К116/9М117/ 3УБК10-1 (Россия, 1983)	пушка	0,1…4 (0,1…5)	280 /330	450	кумулятивная	100 /115	1098	16,4	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	Т-62, МТ-12, Т-55АМ2В, БМП-3	броне. техника
2	«Шексна»/9К116-1/9М117/ 3УБК10-2 (Россия) 	пушка	0,1…4	/375	660	кумулятивная	115		28,0	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	Т-62	броне. техника
3	3УБК10-0/«Кастет»/9М117 (Россия)	пушка	4 (5)	/400	550	кумулятивная	100	1084	25,0	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	МТ-12	броне. техника
4	3УБК10-3/9К116/9М117 (Россия) 	пушка	4 (5)	/400	550	кумулятивная	100	1084	25,0	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	БМП-3	броне. техника
5	«Свирь»/9К120/9М119 (Россия, 1985)	пушка	0,1…4	/320	650	кумулятивная	125		12,2	полуавтомат по лучу ОКГ	аэродинам. рули	Т-80У, Т-80УД, Т-90Е	броне. техника
6	«Рефлекс»/9К119/9М119М (Россия)	пушка	0,1…5	/400	650	тандем. кумулятивная	125		17,2	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	Т-80У, Т-80УД, Т-90Е	броне. техника
7	«Краснополь»/ /9К25 (Россия) 	арт. орудие	3,0…20	/375		ОФ (20,5)	152	1300	50,0	полуактивная лазерная	аэродинам. рули	САО, М109, G5, П6, (2С16)	броне. техника, инж. сооруж.
8	«Краснополь-М» (Россия) 	арт. орудие	17	/375		ОФ (20,0)	152/155	955	43,0	полуактивная лазерная	аэродинам. рули	САО, М109, G5, П6, (2С16)	броне. техника, инж. сооруж.
9	«Китолов-2М»(Россия) 	арт. орудие	12			ОФ	122	1205	28,0	полуактивная лазерная	аэродинам. рули	орудие ДЭО, САО, 2С1	броне. техника, инж. сооруж.
10	«Стугна» (Украина) 	пушка	0,1…4	280 /330		тандемная кумулятивная	100	1080	17,8	полуавтомат. по лучу ОКГ	аэродинам. рули	МТ-12, Т-55	броне. техника

части, приводит к конструктивным усложнениям за счет необходимости прокладывать электрический жгут для передачи сигналов с приёмных устройств и части устройств системы управления, расположенных в хвостовой части, к рулевым приводам, расположенным в носовой части ракеты. Схема «утка» не обеспечивает реализацию принципа модульности построения компоновки и конструкции, который заключается в том, что все основные функциональные части ракеты выполняются в виде отдельных конструктивно законченных модулей (блоков, отсеков). Поскольку принцип модульности позволяет уменьшить массу, габаритные размеры, упростить конструкцию ракеты и уменьшить её стоимость, то его следует принять одним из главных принципов построения компоновки ракеты. В частности, применительно к ствольным управляемым ракетам, из этого принципа следует, что отсек управления, включающий приёмные устройства, расположенные в хвостовой части СУР, систему управления вместе с рулевыми приводами, источники питания и устройства автоматики, должен выполняться в виде одного хвостового отсека. При этом появляется возможность маршевый двигатель и боевую часть тоже выполнить по модульному принципу. До недавнего времени реализация такого технического решения упиралась в проблему создания автономного малогабаритного рулевого привода. В новых разработках в качестве такого привода используются специальные малогабаритные электрические рулевые приводы. Они имеют высокие динамические и точностные характеристики и выдерживают перегрузки в несколько тысяч единиц.

Их применение позволило при нормальной аэродинамической схеме СУР создать ряд отсеков управления модульной конструкции для ствольных управляемых ракет различных калибров.

Другим основным принципом построения компоновки является стабильность центровки и аэродинамических характеристик СУР на всех участках полета при обеспечении требуемой устойчивости и управляемости СУР.

Важность этого принципа следует из того, что ствольные управляемые ракеты минимальных габаритов и стоимости имеют упрощенную систему управления, в которой отсутствует полный набор чувствительных элементов (датчиков угловых скоростей и линейных ускорений) и фактически отсутствует система стабилизации ракеты в классическом виде. Поэтому особое значение имеет точное знание аэродинамических характеристик и их стабильность. Исходя из этого принципа, аэродинамические характеристики на активном и пассивном участках полета не должны существенно изменяться, а расположение сопел маршевого двигателя и режим его работы должен быть таким, чтобы не вносить дестабилизирующего возмущающего влияния на полет ракеты на активном участке.

Этот принцип входит в противоречие с необходимостью располагать сопла маршевого двигателя как можно дальше от приемных устройств, расположенных в хвостовой части СУР. Искусство проектирования состоит в рациональном разрешении этого противоречия. Одним из самых эффективных путей его решения является уменьшение тяги маршевого двигателя (интенсивности струй) и увеличение времени его работы.

Третьим основным принципом проектирования компоновки является обеспечение условий максимальной эффективности работы БЧ. Исходя из этого принципа, должно быть обеспечено оптимальное фокусное расстояние кумулятивной БЧ и отсутствие элементов конструкции других блоков на пути формирования и прохождения кумулятивной струи.

1.10. Информационные технологии обеспечения проектирования ракеты

Создание таких сложных технических объектов, как управляемые ракеты в современных условиях требует комплексного использования информационных технологий на всех этапах жизненного цикла.

Жизненный цикл ракеты (ЖЦР) состоит из последовательных и взаимодействующих стадий, которые направлены на её проектирование, производство и эксплуатацию.

Информационная технология, охватывающая весь жизненный цикл изделия, получила название CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support - непрерывная информационная поддержка жизненного цикла изделия). Использование этой технологии позволяет представить в компьютерной среде изделие на каждом этапе его жизненного цикла в виде иерархии информационных моделей, составляющих единое целое и имеющих соподчиненность, а каждая последующая должна являться более детальной и содержать дополнительную информацию. Иерархия этих моделей, применительно к созданию ракеты данного класса, представлена на рис.1.11.

Рис. 1.11 Иерархия информационных моделей на различных этапах жизненного цикла ракеты

Технология CALS базируется на локальных решениях, разработанных и реализованных на предыдущих этапах развития информационных систем (система автоматизированного проектирования, система автоматизированной технологической подготовки производства, автоматизированная система управления технологическими процессами, автоматизированная система управления различных уровней стадий ЖЦР, отдельные компьютеризированные производства) и включает в себя следующие принципы:

1. Интегрированная компьютеризация при создании научно-технического задела, проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, оценка технического уровня разрабатываемой ракеты, проектирование, конструирование, подготовка производства, организация и управление серийным производством, материально-техническое

снабжение, летные испытания, эксплуатация, гарантийное и послегарантийное обслуживание, ремонт, устранение неисправностей, модернизация, продление ресурса, демонтаж и утилизация ракет, непрерывная подготовка и переподготовка кадров конструкторов, технологов, организаторов производства, служб контроля и качества, специалистов маркетинга, сбыта, материально-технического обеспечения, основных поставщиков материалов, полуфабрикатов, крепежных изделий, нормалей, комплектующих изделий, представителей заказчиков техники, т.е. на всем протяжении, всех стадий жизненного цикла ракеты.

2. Единая информационная среда в электронной форме для всех участников жизненного цикла ракет с использованием:

- корпоративной сети;
- территориальных вычислительных сетей;
- глобальной сети Internet,
- систем для конструирования (CAD), производства (CAM) и инженерных расчетов (CAE) (CAD/CAM/CAE-систем);
- PDM - управление данными о продукции;
- ERP - планирование ресурсов предприятия, возможный прямой доступ со стороны заказчика, параллельное проектирование и других информационных технологий.

3. Полное электронное определение разрабатываемой ракеты (важнейший элемент CALS) - электронный макет ракеты и ее составных частей, пространственная увязка сборок ракеты без изготовления физических плазов и макетов поверхности элементов конструкции ракеты, исключение бумажного параллельного документооборота.

4. Критерием эффективного производства высококачественной продукции является сертифицированная система качества на соответствие требованиям международных стандартов в рамках единого информационного поля жизненного цикла ракеты.

5. Применение передовых информационных технологий, программных и аппаратных средств, современного технологического оборудования, в т.ч. за счет модернизации оборудования с числовым программным управлением на базе персональных компьютеров с встроенными системами контроля геометрических размеров, современных координатно-измерительных комплексов; высокоэффективных конструкционных и функциональных материалов, высокоресурсного титанового крепежа, материаловедческо-технологических, конструкторско-технологических и других решений.

6. Реализация интегрированных автоматизированных систем проектирования, редактирования и документирования для выполнения проектно-конструкторских работ, технологической подготовки производства, разработки управляющих программ для станков с ЧПУ, обрабатывающих центров, гибких производственных модулей и систем.

7. Единая информационная база участников создания ракеты как основа разработки и выпуска конкурентоспособной продукции в короткие сроки с оптимальными затратами, обеспечивающая высокое качество, надежность, ресурс, безопасность с первых изделий, с применением интерактивных электронных технических руководств - комплекса

данных технической, эксплуатационной, ремонтной документации, предоставленной заказчику в электронной форме на компакт-диске или доступной через Internet (техническое описание изделий и его агрегатов, узлов; технологию эксплуатации, обслуживания, ремонта; сведения о диагностике неисправностей и др.).

8. Прогнозирование влияния конкретных проектов на научно-технический, производственный потенциал, на оптимизацию управления проектом, как по временным показателям, так и по затратам, а также на подготовку коммерческих предложений для участия в тендерах;

9. Система информационного обеспечения эксплуатации и технического обслуживания ракетной техники рассматриваемого класса.

10. Информационная поддержка эксплуатации ракетной техники рассматриваемого класса, которая предполагает выполнение следующих мероприятий:

- обеспечение комплектом эксплуатационной документации в электронном виде;
- указание особенностей эксплуатации ракеты;
- выпуск сервисных бюллетеней;
- статистка отказов данной ракетной техники в других регионах;
- алгоритмы поиска неисправностей;
- поиск (заказ) необходимых запчастей в базе данных всех производителей.

11. Информационная модель ресурсов:

- производственные и вспомогательные площади;
- технологическое, контрольно-измерительное, транспортное, инженерное и др. оборудование;

- стапели и проверочные стенды;
- запасы материалов, полуфабрикатов, комплектующих изделий и др.;
- персонал всех специальностей и квалификаций;
- ресурсы отражаются в информационной модели статическими (класс, тип, категория, конструктивные элементы и т.д.) и динамическими (состояние, количество, температура и т.д.) характеристиками, превращая информацию о предприятии и об изделиях в важнейший корпоративный ресурс.

12. Обеспечение информационной безопасности на основе реализации доктрины государственной безопасности, регламентирующей доступ и защиту информации от угроз, исходящих, как из внутренних, так и из внешних источников.

Стадией жизненного цикла управляемой ракеты, на которой проводятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию управляемой ракеты, является проектирование. Внедрение информационных технологий на этапе проектирования предполагает создание системы автоматизированного проектирования, которая состоит из функциональных подсистем, отражающих целевую направленность частных задач проектирования управляемой ракеты, а также технических, математических и информационных подсистем.

Структурная схема системы автоматизированного проектирования управляемой ракеты представлена на рис. 1.12.

Применение CALS технологии на принципе интегрированной компьютеризации при постро-

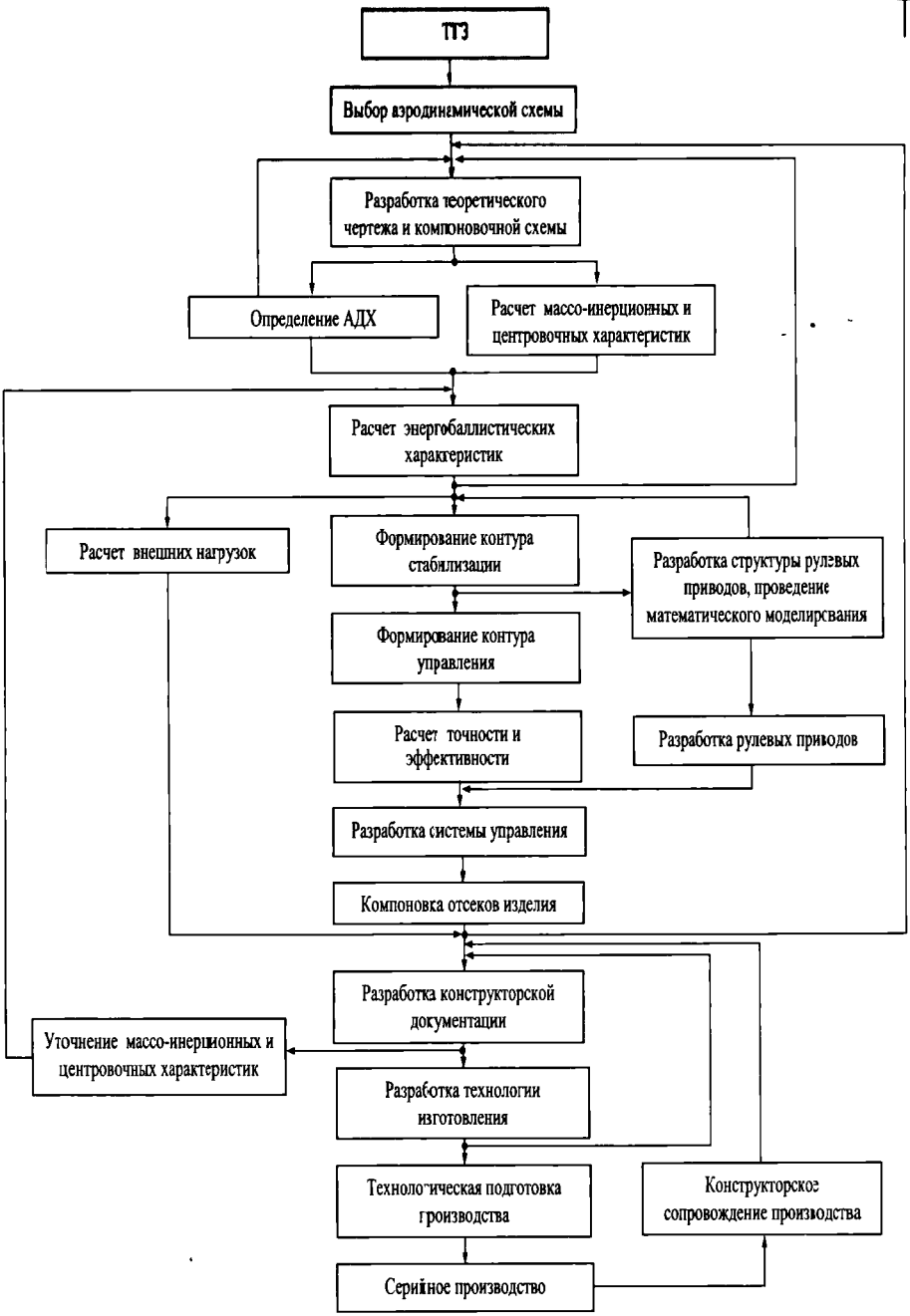


Рис.1.12 Система автоматизированного проектирования управляемой ракеты

ении современных систем автоматизированного проектирования управляемых ракет позволяет накапливать и перерабатывать проектную информацию, а также обмениваться данными в единой информационный среде.

Так, при проведении НИР и ОКР по созданию управляемых ракет в интегрированных программных системах и программных системах с представлением данных в виде общих форматов обмена, решаются задачи комплексного тактико-технического анализа применения ракеты, проектирования внешнего вида и компоновки ракеты, расчет массо-инерционных, центровочных аэродинамических характеристик, прочности, внешней и внутренне баллистики, проектирования электрических схем и электронных блоков, разработки конструкторской технологической документации, накопления и переработки результатов испытаний, системного анализа.

2 Аэродинамика ракеты

2.1. Выбор аэродинамической схемы ракеты

Аэродинамическая схема управляемой ракеты характеризуется способом создания управляющих сил и моментов, а также взаимным расположением элементов конструкции, создающих эти силы и моменты.

Общее движение ракеты можно представить в виде суммы двух движений – движения центра масс и вращения относительно центра масс. В соответствии с этим задачу управления полетом можно разделить на две части:

- управление движением центра масс, т. е. изменение значения и направления вектора скорости полета;
- управление вращательным движением относительно центра масс.

Для управления движением центра масс ракеты используются управляющие силы. В большинс-

тве случаев изменение значения нормальной управляющей силы требует поворота корпуса ракеты на некоторый угол (угол атаки α, угол скольжения β, угол крена γ). Поворот корпуса ракеты относительно центра масс осуществляется с помощью управляющих моментов.

По своей физической природе управляющие силы могут быть аэродинамическими и газодинамическими (реактивными). Способ создания нормальных управляющих сил и управляющих моментов является одним из главных признаков, характеризующих схему ракеты. Можно выделить аэродинамические, газодинамические и комбинированные (аэрогазодинамические) схемы создания управляющих сил и моментов.

При аэродинамической схеме создания управляющих сил и моментов, последние обеспечиваются в основном несущими и управляющими поверхностями – крылом и рулями. Такие схемы наиболее распространены на летательных аппаратах, предназначенных для полета на малых и средних высотах. Они обеспечивают высокую маневренность, быструю реакцию па управляющие сигналы, простоту и надежность конструкции. Преимуществом этих схем является возможность управления полетом, как на активном, так и на пассивном участке траектории.

Газодинамическая схема создания управляющей силы основывается на принципах управления реактивными струями. Такие схемы применяют в тех случаях, где использование аэродинамических сил невозможно (в летательных аппаратах предназначенных для полетов в верхних слоях атмосферы и безвоздушном пространстве) или при низких скоростях полета.

Комбинированные схемы занимают промежуточное положение между аэродинамическими и газодинамическими. Их, как правило, используют в случаях, когда аэродинамическая стабилизация летательного аппарата возможна, а аэродинамические рули не эффективны (полеты на малых скоростях или на больших высотах).

Важным признаком, характеризующим тип аэродинамической схемы является положение подвижных управляющих поверхностей (органов управления) на корпусе ракеты. По этому признаку различают четыре варианта аэродинамических схем [21]:

- «нормальная» схема;
- схема «бесхвостка»;
- схема «утка»;
- схема с поворотным крылом;

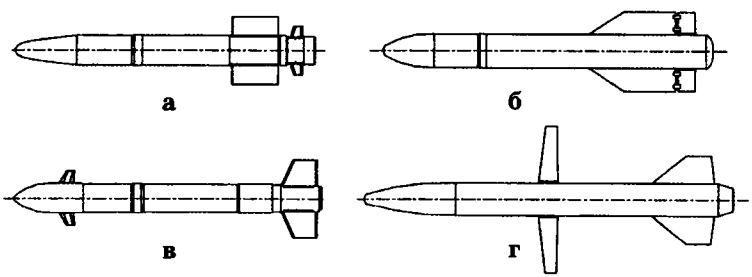


Рис. 2.1 Варианты аэродинамических схем

«Нормальная» схема (рис. 2.1 а). Отличительная особенность этой схемы состоит в том, что для создания положительного угла атаки α требуется отклонить рули на отрицательный угол δ. В связи с этим подъемная сила, вызванная отклонением рулей, вычитается из подъемной силы, вызванной уг-

лом атаки, т. е. происходит некоторая потеря подъемной силы, связанная с балансировкой ракеты. Для уменьшения этой потери следует увеличивать плечо рулей относительно центра масс.

Схема «бесхвостка» (рис. 2.1 б). Стремление увеличить площадь крыла при сравнительно небольшом размахе приводит к существенному увеличению бортовой хорды крыла. В этом случае рули примыкают вплотную (или почти вплотную) к задней кромке консолей крыла и могут быть связаны с ними конструктивно. Такая схема управляемой ракеты получила название «бесхвостка», поскольку самостоятельное хвостовое оперение в ней отсутствует. «Бесхвостка» является разновидностью нормальной схемы. Эти две схемы не имеют принципиальных различий, и резкой грани между ними не существует. Как и в нормальной схеме балансировочные углы α и δ имеют противоположные знаки.

Схема «утка» (рис. 2.1 в). В этой схеме рули находятся в носовой части корпуса, впереди центра масс. Отличие схемы «утка» от рассмотренных схем состоит в том, что для балансировки на положительном угле атаки требуется отклонить рули на положительный угол. Вследствие этого потери подъемной силы на балансировку в схеме «утка» отсутствуют. С другой стороны, и выигрыша в подъемной силе практически нет, так как вместе с появлением положительной подъемной силы на рулях происходит снижение подъемной силы на крыле, вызванное скосом потока от рулей.

Схема с поворотным крылом (рис. 2.1 г). В этой схеме крыло расположено вблизи центра масс ракеты и выполняет одновременно функции органов уп-

равления, неподвижные несущие поверхности служат в качестве стабилизаторов. Таким образом, схема с поворотным крылом является разновидностью «утки», хотя эта разновидность и имеет специфические особенности.

В рассмотренных вариантах схем подъемная сила создается путем отклонения ракеты на угол атаки α. Схема с поворотным крылом в принципе позволяет без поворота корпуса создавать подъемную силу (при $\alpha=0$). Однако надо учитывать, что при $\alpha=0$ носовая часть корпуса не участвует в создании подъемной силы, а стабилизаторы, находящиеся в поле скоса потока от консолей крыла, создают некоторую отрицательную подъемную силу. Поэтому «чистая» схема с поворотным крылом по своей несущей способности значительно уступает другим схемам. Главным преимуществом этой схемы являются высокое быстродействие.

При выборе аэродинамической схемы ракеты необходимо в первую очередь учитывать её аэродинамические характеристики, так как от них зависят масса и динамические свойства ракеты. Рассмотрим особенности аэродинамических характеристик ракет различных схем.

Подъемная сила. Одной из важнейших аэродинамических характеристик управляемой ракеты является её несущая способность, т. е. максимальная подъемная сила сбалансированной ракеты, которая определяет маневренность и высотность её применения.

Чтобы повысить несущую способность, необходимо увеличивать площадь несущих поверхностей путем увеличения размаха или хорды крыла. Для сверхзвуковых ракет более выгоден второй путь, при

этом масса крыла растет не так интенсивно, как при увеличении его размаха. Кроме того, поперечные габаритные размеры ракеты остаются неизменными, что очень важно для ствольных управляемых ракет.

Увеличение хорды консолей крыла приводит в пределе к схеме «бесхвостка». Таким образом, «бесхвостка» имеет наибольшую несущую способность и поэтому ее целесообразно применять для маневренных ракет на больших высотах.

«Нормальная» схема и схема «утка» приблизительно равноценны по несущим свойствам, так как размеры консолей крыла практически одинаковы.

В схеме с поворотным крылом углы атаки малы, поэтому корпус практически не участвует в создании подъемной силы. Площадь консолей поворотного крыла нельзя выбирать достаточно большой, так как при увеличении хорды резко возрастают шарнирные моменты, действующие на приводы.

Аэродинамическое качество. В то время как максимальная подъемная сила определяет высотность и маневренность ракеты, аэродинамическое качество определяет дальность её полета

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{Y}{X_0 + X_i},$$

где Y – подъемная сила; X – сила аэродинамического сопротивления; X_0 - сила сопротивления при $\alpha=0$; X_i – сила индуктивного сопротивления, вызванного наличием подъемной силы. При заданной дальности и маневренности ракета с большим качеством будет иметь меньшую массу.

Если сравнивать управляемые ракеты различных схем при равной маневренности (т. е. при одинаковых значениях Y), то качество будет выше в той

схеме, которая обеспечит меньшее лобовое сопротивление X. В этом отношении лучшей является «нормальная» схема, так как индуктивное сопротивление рулей в ней мало. Это объясняется тем, что знаки α и δ в установившемся полете противоположны, вследствие чего углы атаки рулей невелики.

В схеме «утка», углы α и δ в установившемся полете имеют одинаковые знаки, поэтому сила индуктивного сопротивления рулей, пропорциональная квадрату их угла атаки, будет больше.

Схема «бесхвостка» по аэродинамическому сопротивлению также несколько уступает нормальной схеме. Это объясняется главным образом тем, что крыло «бесхвостки» имеет, обычно, очень малое удлинение и, следовательно, обладает повышенным индуктивным сопротивлением.

Наименьшим аэродинамическим качеством обладает схема с поворотным крылом, так как из-за её низкой несущей способности приходится отклонять консоли крыла на большие углы δ для создания заданной подъемной силы. Это приводит к резкому росту индуктивного сопротивления.

Шарнирные моменты. От значений шарнирных моментов органов управления зависит масса силовых приводов и источников энергоснабжения.

Наименьшие шарнирные моменты возникают в «нормальной» схеме, так как размеры рулей малы, а знаки углов α и δ противоположны.

В схеме «бесхвостка» шарнирные моменты несколько больше в связи с тем, что положение центра давления рулей, расположенных непосредственно позади консолей крыла, колеблется в широких пределах в зависимости от значений α и δ. Кроме того, рули в схеме «бесхвостка» выбирают большей площа-

ди, чем в «нормальной» схеме из-за их недостаточной эффективности.

В схеме «утка» рули обладают высокой эффективностью и поэтому их размеры могут быть такими, как и в «нормальной» схеме, или даже меньшими. Однако шарнирные моменты в данном случае получаются значительно большими, чем в «нормальной» схеме, так как углы α и δ в установившемся режиме полета имеют одинаковые знаки.

Наибольших значений шарнирные моменты достигают в схеме с поворотным крылом, площадь и средняя аэродинамическая хорда (САХ) которых во много раз превышают площадь и САХ рулей в других схемах.

Продольная статическая устойчивость. Как известно, степень статической устойчивости летательного аппарата зависит от расстояния между его фокусом и центром масс.

В «нормальной» схеме и схеме «бесхвостка» при увеличении степени статической устойчивости как растут потери подъемной силы на балансировку. Кроме того, при увеличении статической устойчивости необходимо одновременно увеличивать площадь рулей, а это вызывает рост шарнирных моментов.

В схеме «утка» потери подъемной силы на балансировку отсутствуют. Напротив, при большой степени статической устойчивости возможен некоторый прирост подъемной силы. По этой причине степень статической устойчивости в схеме «утка» может быть несколько большей, чем в «нормальной» схеме.

В схеме с поворотным крылом может быть достигнута необходимая степень статической устойчивости путем установки стабилизаторов в кормовой части корпуса.

Способ наведения и удобство компоновки. Способ наведения ракеты на цель накладывает определенные требования к общей компоновке ракеты. Так, например, при наведении по отраженному лазерному лучу или по видимому образу цели в носовой части ракеты необходимо разместить головку самонаведения. В этом случае схема «утка» и схема с поворотным крылом обладают преимуществами, так как в этом случае длина линий связи в ракете уменьшается а конструкторские решения упрощаются.

При ориентировании ракеты в лазерном луче или при радиокомандном наведении, указанное преимущество будет у «нормальной» схемы и схемы «бесхвостка», так как в этом случае в хвосте ракеты должно находится приемное устройство.

Так как аэродинамическая схема ракеты влияет на аэродинамические характеристики, массу, динамические свойства, удобство компоновки и т. д., то с учетом этого можно сформулировать некоторые общие выводы относительно аэродинамической схемы применительно к ствольным управляемым ракетам.

«Нормальная» схема. Преимущества этой схемы: высокое аэродинамическое качество, малые шарнирные моменты рулей и, как следствие, минимальная масса управляемой ракеты. Удобство компоновки ракеты с приемными устройствами в хвостовой части, что особенно важно для СУР, так как отсутствует возможность прокладки линий связи при помощи гаргрота. Массогабаритные преимущества нормальной схемы выражены тем сильнее, чем больше дальность полета.

«Нормальная» схема предпочтительна для ракет модульной конструкции, в которых приемные устройства расположены в хвостовой части.

Схема «утка». Преимущества: несколько лучшие динамические свойства в продольном движении по сравнению с нормальной схемой а также удобство компоновки ракет с головками самонаведения.

Недостатки: несколько большее сопротивление и шарнирные моменты рулей и, как следствие, большая масса ракеты, чем при нормальной схеме; большие моменты крена от косого обдува, ухудшающие качество поперечной стабилизации и создающие перекрестные связи в каналах управления; трудности компоновки ракет с приемными устройствами в хвостовой части.

Таким образом, для ствольных управляемых ракет наиболее предпочтительными являются:

- для ракет с приёмными устройствами, расположенными в носовой части, - схема «утка»;
- для ракет с приёмными устройствами, расположенными в хвостовой части, - (в том числе с наведением в лазерном луче) - «нормальная схема».

2.2. Разработка аэродинамической компоновки

Под аэродинамической компоновкой ракеты понимают определение формы, размеров и взаимного расположения её составных частей: корпуса, несущих и управляющих аэродинамических поверхностей.

Форму несущих поверхностей и корпуса ракеты принято характеризовать безразмерными параметрами. Так, конфигурация крыла определяется удлинением консолей $\lambda_{кр}$, их сужением $\eta_{кр}$, углом стреловидности $\chi_{кр}$, относительной толщиной профиля c.

Аналогичные параметры применяются для определения формы рулей, стабилизаторов и дестабилизаторов. Форма корпуса характеризуется общим удлинением $\lambda_{кор}$, удлинением носовой части $\lambda_{нос}$ и т. д.

Обоснованный выбор этих параметров может быть сделан только совместно с выбором баллистических характеристик ракеты. Окончательное же уточнение геометрии ракеты производится на этапе эскизного проектирования.

Однако на раннем этапе проектирования необходимо задать хотя бы ориентировочные значения геометрических параметров. Без этого невозможно выполнить аэродинамический и баллистический расчеты, определить в первом приближении потребную массу топлива, тягу двигателя, а также общую массу и размеры ракеты.

Выбор геометрических параметров корпуса.

Габаритные размеры СУР, а следовательно, и размеры корпуса определяются возможностями ствольной системы, под которую разрабатывается ракета. Поэтому геометрия корпуса СУР, как правило, определяется из условия компоновки ракеты, возможности произведения выстрела из рассматриваемой артиллерийской системы и размещения выстрела в боеукладке.

Выбор геометрических параметров несущих поверхностей.

Удлинение. При больших числах $M > 3$ преимуществом обладает крыло малого удлинения. Что касается дозвуковых ракет, то для них предпочтительно удлинение порядка 3—4 и более. Крыло малого удлинения целесообразно применять в случае жесткого ограничения поперечных габаритных размеров ракеты.

Стреловидность и сужение. Для дозвуковых ракет целесообразно прямое крыло.

Для околозвуковых и сверхзвуковых ракет увеличение стреловидности дает положительный эффект: при небольших числах M ($M \leq 2$) приводит к заметному уменьшению волнового сопротивления, а при $M > 3$ — к уменьшению температуры аэродинамического нагрева в области передней кромки. Увеличение стреловидности благоприятно влияет и на «разбежку» фокуса ракеты.

Учет требований компоновки. При выборе формы крыла в плане необходимо учитывать не только их аэродинамические характеристики и массу, но и компоновку.

Так в случае СУР предельно допустимый размах консолей крыла определяется из условия их складывания и размещения ракеты в стволе. Ограничение размаха крыла приводит к уменьшению его удлинения.

Изменяя стреловидность крыла, можно добиться наиболее выгодного размещения стыковых узлов при неизменном положении САХ относительно центра масс ракеты, т. е. при сохранении постоянной степени статической устойчивости.

Относительная толщина и форма профиля. Волновое сопротивление крыла при $M > 1$ пропорционально квадрату относительной толщины. Поэтому несущие поверхности должны быть по возможности тонкими.

Отличительной особенностью профилей крыла дозвуковых управляемых ракет являются плавные обводы и скругление носика. При сверхзвуковых скоростях полета, напротив, более выгодны профили с заостренным или незначительно скругленным носи-

ком. Как дозвуковые, так и сверхзвуковые профили обычно имеют симметричную форму.

При сверхзвуковой передней кромке ($\sqrt{M^2-1} > tg\chi_0$) меньшим сопротивлением обладают профили с заостренным носиком, где χ_0 - стреловидность по передней кромке.

При дозвуковой линии наибольших толщин ($\sqrt{M^2-1} < tg\chi_c$) меньшее сопротивление дают профили с закругленным носиком, где χ_c - стреловидность по линии максимальных толщин.

В случае, если передняя кромка – дозвуковая, и сверхзвуковая линия наибольших толщин ($tg\chi_c < \sqrt{M^2-1} < tg\chi_0$), волновое сопротивление меньше при остроносых профилях, но индуктивное сопротивление, наоборот, меньше при тупоносых профилях. Для определения лучшего варианта в каждом конкретном случае следует произвести сравнительные расчеты или эксперимент.

Выбор профиля необходимо увязывать с предполагаемой конструктивно-силовой схемой крыла и учитывать при этом не только аэродинамические характеристики, но и конструктивные требования. Например, ромбовидный профиль дает наименьшее сопротивление при сверхзвуковых передних кромках, но вследствие малой полноты контура такого профиля передняя и задняя части крыла получаются недостаточно жесткими.

Выбор геометрических параметров рулей.

При выборе формы рулей необходимо руководствоваться теми же требованиями, что и при выборе формы крыла. Кроме этого, надо учитывать стремление уменьшить шарнирный момент, который зависит от расстояния между осью вращения руля и его центром давления. Если бы центр дав-

ления сохранял неизменное положение на всех режимах полета ракеты, то можно было бы обеспечить шарнирный момент равный нулю, совместив ось вращения с центром давления. В действительности же центр давления рулей перемещается при изменении числа M и углов α и δ на некоторую величину Δx_d.

Выбирая форму рулей, следует уменьшать Δx_d. Для этого возможны два пути:

- уменьшение САХ руля ($b_{сах}$), путем увеличения удлинения рулей;
- уменьшение Δx_d за счет выбора рациональной формы в плане путем увеличения сужения и стреловидности руля.

Указанные соображения подтверждаются практикой. Как правило, руль управляемых ракет имеет несколько большее удлинение, чем крыло. Форма рулей обычно близка к треугольной, а для ракет, летающих в околозвуковом диапазоне чисел М, где смещение центра давления особенно резко выражено, применяются рули с большой стреловидностью и большим удлинением.

Определившись с основными параметрами составных частей ракеты, формируют ее аэродинамическую компоновку.

Основой для выбора аэродинамической компоновки ракеты является принятая аэродинамическая схема, предварительная компоновочная схема и требования, налагаемые на ракету техническим заданием, возможностями пусковой установки (орудия) и системой наведения. Для ствольных управляемых ракет, наводимых в лазерном луче, задаются следующие характеристики:

- максимальная дальность полета (L_{max});

- время полета на максимальную дальность ($t_{\max}$);
- предельный угол атаки при подходе к цели ($\alpha_{пред}$);
- максимальный угол отклонения рулей ($\delta_{\max}$);
- конечная масса ракеты (m_k);
- время работы маршевого двигателя (t);
- время задержки запуска маршевого двигателя ($t_{задержки}$)
- начальная скорость (V_0);
- минимальная располагаемая перегрузка ракеты ($n_{расп\ \min}$);
- минимальная собственная частота колебаний ракеты в продольном канале ($f_{Z\min}$);
- требования к частоте вращения ракеты по крену (f_γ).

Рассмотрим типовой профиль скорости полета ракеты, представленный на рис. 2.2.

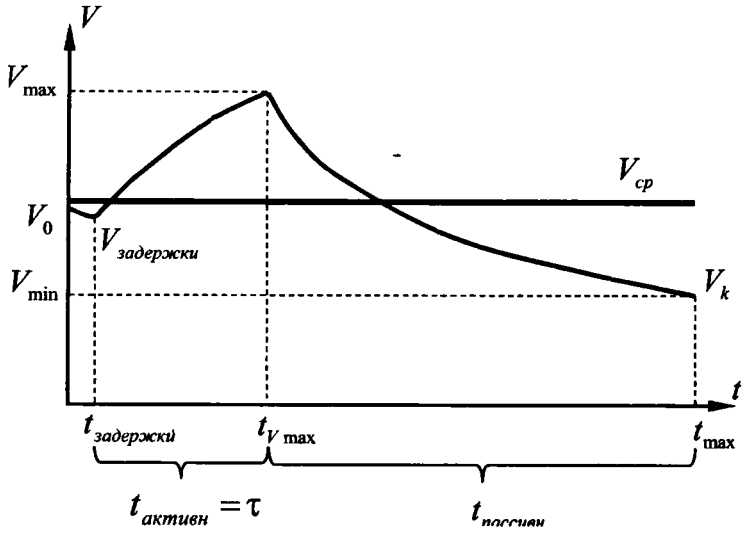


Рис. 2.2 Профиль скорости полета ракеты

Исходя из максимальной дальности и времени полета на эту дальность, получаем необходимую среднюю скорость полета ракеты. Анализ статистических данных показывает, что для ракеты средняя скорость полета $V_{ср}$ и средняя скорость полета на пассивном участке траектории $V_{ср\,п}$ связаны соотношением $V_{ср\,п} = (0.9 \div 1.05)\, V_{ср}$. Тогда необходимую максимальную скорость ракеты в конце активного участка $V_{\max}$ и скорость ракеты в конце пассивного участка траектории V_k можно определить по формулам

$$V_{\max} = \frac{m_k}{K_X t_n}\left(e^{\frac{K_X (0.9 \div 1.05) V_{ср} t_n}{m_k}} - 1\right), \quad (2.1)$$

$$V_k = \frac{V_{\max}}{\frac{K_X V_{\max}}{m_k} t_n + 1}, \quad (2.2)$$

где $K_X = \frac{C_X \rho S_{хар}}{2}$; ρ - плотность воздуха; $S_{хар}$ - характерная площадь; C_X - коэффициент аэродинамического сопротивления.

Коэффициент аэродинамического сопротивления C_X следует выбирать для числа Маха $M_{ср}$, соответствующего средней скорости полета $V_{ср}$, исходя из анализа аэродинамических характеристик ракет «аналогов», близких по назначению, такти-

ко-техническим и массогабаритным характеристикам к разрабатываемой ракете. Обычно значение коэффициента сопротивления находится в диапазоне $C_X = 0.3 \div 0.6$.

Определив минимальную скорость полета ракеты $V_{\min} = V_k$, исходя из требования к минимальной собственной частоте колебаний ракеты в продольном канале ($f_{Z\min}$), можно определить необходимый запас статической устойчивости

$$m_Z^{\alpha} = \frac{4\pi^2 f_{Z\min}^2 J_Z}{\frac{\rho V_{\min}^2}{2} S_{хар} L_{хар}}, \qquad (2.3)$$

где m_Z^{α} - производная коэффициента продольного момента по углу атаки; J_Z - момент инерции ракеты относительно поперечной оси проходящей через центр масс ракеты; $L_{хар}$ - характерная длина.

Далее рассмотрим определение размеров составных частей ракеты и их взаимное расположение.

Рулевые поверхности. Определим потребную площадь рулей.

Исходя из условий компоновки ракеты и складывания рулей, можно выбрать удлинение $\lambda_p \le 4$, при этом считаем, что аэродинамическая сила на руле прикладывается на оси вращения руля, положение которой $x_{оси}$ определяется из условия компоновки ракеты.

Эффективность рулевых поверхностей определяется производной коэффициента продольного момента ракеты по углу отклонения руля m_Z^{δ}, который определяется по формуле

$$m_Z^{\delta} = \frac{\alpha_{пред}}{\delta_{\max}} m_Z^{\alpha}. \qquad (2.4)$$

Тогда производная коэффициента нормальной силы по углу отклонения руля

$$C_Y^{\delta} = \frac{m_Z^{\delta}}{\left(x_{цм} - x_{оси}\right)}, \qquad (2.5)$$

где $x_{цм}$ - положение центра масс ракеты относительно носка корпуса.

Учитывая принятые допущения, производную коэффициента нормальной силы руля по углу атаки можно определить из соотношения

$$C_{Yp}^{\alpha} \approx 1{,}6\ C_Y^{\delta}, \qquad (2.6)$$

а потребную площадь двух консолей руля – по формулам

$$S_p = \frac{C_{Yp}^{\alpha}\left(\sqrt{1-M^2}+2\right)S_{хар}}{4\pi}, \text{ для } M<1 \qquad (2.7)$$

и $$S_p = \frac{C_{Yp}^{\alpha}\left(\sqrt{M^2-1}+2\right)S_{хар}}{4\pi}, \text{ для } M>1. \qquad (2.8)$$

Крыло. При определении потребной площади крыла используем следующие допущения.

Исходя из условий компоновки ракеты и складывания крыла, выбираем крыло с удлинением консолей $\lambda_{кр} \le 4$, а сужение консолей крыла $\eta_{кр}$ - близким к 1.

Воспользовавшись требованием к минимальной располагаемой перегрузке ракеты, определим необходимую несущую способность

$$C_Y^{\alpha} = \frac{n_{расп\ min}}{\frac{\rho V_{min}^2}{2} \cdot \frac{S_{хар}}{m_k g} \alpha_{пред}} + \frac{m_Z^{\alpha}}{\left(x_{цм} - x_{оси}\right)}. \quad (2.9)$$

Производная коэффициента нормальной силы крыла по углу атаки

$$C_{Ykp}^{\alpha} = C_Y^{\alpha} - C_{Ykop}^{\alpha} - C_{Yp}^{\alpha}, \quad (2.10)$$

где C_{Ykop}^{α} - производная коэффициента нормальной силы корпуса ракеты по углу атаки, которую при проектировочном расчете можно принять равной $C_{Ykop}^{\alpha} \approx 2$.

Потребную площадь крыла S_{kp}, составленного из двух консолей, с учетом принятых допущений, можно определить по формулам

$$S_{kp} = \frac{C_{Ykp}^{\alpha}\left(\sqrt{1-M^2}+2\right)S_{хар}}{4\pi}, \text{ для } M<1 \quad (2.11)$$

и $$S_{kp} = \frac{C_{Ykp}^{\alpha}\left(\sqrt{M^2-1}+2\right)S_{хар}}{4\pi}, \text{ для } M>1. \quad (2.12)$$

Координата носка бортовой хорды крыла относительно носка корпуса ракеты

$$x_{кр} = x_{цд\ кр} - x_{цд\ кр}^{Б}, \quad (2.13)$$

где $x_{цд\ кр}$ - положение центра давления крыла относительно носка корпуса, $x_{цд\ кр}^{Б}$ - положение центра давления крыла относительно носка бортовой хорды.

Положение центра давления крыла относительно носка корпуса определим из условия обеспечения необходимого запаса статической устойчивости ракеты

$$x_{цд\ кр} = x_{цм} - \frac{m_Z^{\alpha} - C_{Ykor}^{\alpha}\left(x_{цм} - x_{цд\ кор}\right) - C_{Yp}^{\alpha}\left(x_{цм} - x_{ось}\right)}{C_{Ykp}^{\alpha}}, \quad (2.14)$$

где $x_{цд\ кор}$ - положение центра давления корпуса, зависящее от формы его носовой части, обычно находится в диапазоне $x_{цд\ кор} \approx \left(1/2 \div 2/3\right)\ell_{нос}$, $\ell_{нос}$ - длина носовой части корпуса.

Положение центра давления крыла относительно носка бортовой хорды

$$x_{цд\ кр}^{Б} = \frac{S_{кр}}{4\ell_{кр}}\left(1 + \frac{d_{кор_кр}}{\ell_{кр} - d_{кор_кр}}\right), \quad (2.15)$$

где $d_{кор_кр}$ - диаметр корпуса в месте установки крыла, определяемый конструктивными возможностями складывания крыла; $\ell_{кр}$ - размах крыла составленного из двух консолей, определяемый из условия укладки и раскрытия крыла.

Подставив выражения (2.14) и (2.15) в (2.13), получим:

$$x_{кр} \quad x_{цм} \quad \frac{m_z^{\alpha} - C_{Ykp}^{\alpha}\left(x_{цм} - x_{цд\ кор}\right) - C_{Yp}^{\alpha}\left(x_{цм} - x_{оси}\right)}{C_{Ykp}^{\alpha}} - \frac{S_{кр}}{4\ell_{кр}}\left(1 + \frac{d_{кор\ кр}}{\ell_{кр} - d_{кор\ кр}}\right). \quad (2.16)$$

2.3. Определение аэродинамических характеристик

Для определения аэродинамических характеристик ракета заменяется расчетной схемой [41], в которой выделяются основные элементы конструкции: крыло, корпус (фюзеляж), оперение. В ряде случаев идут на дальнейшие упрощения: заменяют крыло с криволинейными кромками или переменной стреловидности на равновеликое по площади крыло с прямолинейными кромками, корпус некругового сечения приводят к телу вращения.

Лобовое сопротивление. Сопротивление ракеты определяется силами давления, действующими по нормали к элементу поверхности (сопротивление давления) и касательными силами трения, возникающими на поверхности обтекаемого тела из-за вязкости воздуха (сопротивление трения).

Коэффициент лобового сопротивления C_{Xa} можно представить в виде

$$C_{Xa} = C_{X.тр} + C_{X.дон} + C_{X.в} + C_{Xi}, \qquad (2.17)$$

где $C_{X.тр}$ — коэффициент сопротивления трения; $C_{X.дон}$ — коэффициент донного сопротивления; $C_{X.в}$ — коэффициент волнового сопротивления; C_{Xi} коэффициент индуктивного сопротивления.

Сопротивление трения, донное и волновое (при $M_\infty > M_{кр}$) являются составными частями силы сопротивления при нулевой подъемной силе C_{X_0}, где M_∞ - число Маха набегающего потока; $M_{кр}$ - критическое число Маха (число Маха набегающего потока, при котором на поверхности ракеты появляются об-

ласти, в которых местная скорость потока равна или больше местной скорости звука).

В общем случае сопротивление ракеты складывается из сопротивлений её изолированных частей и дополнительной величины, определяемой интерференцией между ними.

Сопротивление трения. Сопротивление трения ракеты определяется суммой сопротивлений изолированных частей с учетом интерференции между ними. Расчетная формула имеет следующий вид [41]:

$$C_{\lambda\ тр} = 1.05\left(C_{X.тр.кор}\frac{S_{mid}}{S_{хар}} + C_{X.тр.кр}\frac{S_{кр}}{S_{хар}}\frac{n_{кр}}{2} + k_p C_{X.тр.р}\frac{S_p}{S_{хар}}\frac{n_p}{2}\right). \quad (2.18)$$

Здесь $C_{X.тр.кор}$, $C_{X.тр.кр}$ и $C_{X.тр.р}$ - соответственно коэффициенты сопротивления трения изолированного корпуса, крыла и оперения; k_p - коэффициент торможения потока в районе оперения; $n_{кр}$, n_p — количество консолей крыла и оперения; S_p - площадь руля; S_{mid} - площадь миделя. Множитель 1,05 введен для учета дополнительного сопротивления от швов, щелей между элементами конструкций и т. п.

При расчете сопротивления трения используется методика, согласно которой сопротивление трения различных тел сравнивается с сопротивлением плоской пластины.

Сопротивление трения корпуса. Расчет сопротивления трения корпуса проводится по формуле [30]:

$$C_{X.тр.кор} = C_f \eta_\lambda \eta_м \frac{S_{бок}}{S_{mid}}, \quad (2.19)$$

где C_f — коэффициент сопротивления трения одной стороны плоской пластины в несжимаемом

потоке ($M_\infty = 0$) при числе Рейнольдса и положении точки перехода одинаковых с рассматриваемым корпусом; η_λ — поправочный коэффициент, учитывающий влияние градиента давления на корпусе на сопротивление трения; $\eta_м$ — коэффициент, определяющий влияние сжимаемости воздуха на сопротивление трения плоской пластины; $S_{бок}$ - площадь боковой поверхности.

Коэффициент сопротивления трения плоской пластины [41]:

$$C_f = \frac{0.087}{(\lg Re - 1.6)^2}. \qquad (2.20)$$

Числа Рейнольдса Re корпуса вычисляются по его длине $L_{кор}$ и параметрам набегающего потока V_∞ и ν_∞:

$$Re = \frac{V_\infty L_{кор}}{\nu_\infty}, \qquad (2.21)$$

где ν_∞ — кинематический коэффициент вязкости воздуха.

Коэффициент η_λ зависит от геометрии корпуса и может быть приближенно определен через его удлинение:

$$\eta_\lambda = 1 + \frac{1}{2\lambda_{кор}}, \qquad (2.22)$$

где $\lambda_{кор}$ - удлинение корпуса.

Коэффициент $\eta_м$ определяется формулой:

$$\eta_м = \frac{1}{\sqrt{1 + 0.2M_\infty^2}}. \qquad (2.23)$$

Сопротивление трения крыла. Коэффициент сопротивления трения крыла вычисляется по формуле:

$$C_{X.тр.кр} = 2C_f \eta_c \eta_м, \qquad (2.24)$$

где удвоенное значение коэффициента C_f учитывает обтекание верхней и нижней поверхностей крыла; η_c — поправочный коэффициент, учитывающий влияние градиента давления по профилю крыла на сопротивление трения.

Расчет числа Рейнольдса проводится по средней хорде консоли крыла

$$Re = \frac{V_\infty b_{ср.кр}}{\nu_\infty}, \qquad (2.25)$$

где $b_{ср.кр} = \frac{b_0(\eta_{кр}+1)}{2\eta_{кр}}$; b_0 — бортовая хорда крыла; $\eta_{кр}$ - сужение консоли крыла.

Коэффициент η_c зависит от профиля крыла и может быть приближенно определен по формуле [41]:

$$\eta_c = 1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2. \qquad (2.26)$$

Здесь c — относительная толщина профиля.

Коэффициент торможения потока. В «нормальной» схеме оперение находится в аэродинамическом следе заторможенного потока от крыла и корпуса, и поэтому скорость обтекания рулей V_p будет меньше скорости полета V_∞. Торможение потока в аэродинамическом следе при дозвуковых скоростях определяется взаимодействием вязкого газа с обтекаемой поверхностью. В сверхзвуковом потоке происходит дополнительное торможение газа за ударной волной.

Влияние торможения потока учитывается коэффициентом торможения потока на рулях k_p, определяемого отношением $k_p = \frac{q_p}{q_\infty}$, где q_∞ — скоростной напор

невозмущенного потока, а q_p — средний скоростной напор в аэродинамическом следе в области оперения. Если считать, что плотность воздуха у оперения мало отличается от плотности невозмущенного потока, то

$$M_p = M_\infty \sqrt{k_p}\,,\ V_p = V_\infty \sqrt{k_p}\,,$$ где M_p - число Маха потока, обтекающего руль.

В общем случае коэффициент торможения потока зависит от чисел Re и M_∞, угла атаки, геометрии и компоновки крыла, корпуса и оперения.

Коэффициент торможения потока можно вычислить по формуле [41]:

$$k_p = k_p^* \frac{S_1}{S_p} + \left(1 - \frac{S_1}{S_p}\right) \sqrt{\frac{1+0.2k_p^* M_\infty^2}{1+0.2M_\infty^2}}\,, \quad (2.27)$$

где $$k_p^* = 1 - \frac{1.21\sqrt{C_{X.mp.kp}}}{\bar{x}+0.3}\left(1+\frac{\kappa-1}{2}M_\infty^2\right). \quad (2.28)$$

Здесь S_1 – площадь консолей рулей, попадающая в аэродинамический след за крылом, при $\ell_p \le \ell_{kp}$;

$\bar{x} = \frac{x}{b_x}$, где x – расстояние от задней кромки крыла до передней кромки руля в плоскости, проходящей через середину консоли руля (при $\ell_p \le \ell_{kp}$) или консоли крыла (при $\ell_p \ge \ell_{kp}$); b_x — хорда крыла в этом сечении; κ — показатель адиабаты (для воздуха $\kappa = 1.4$).

Если оперение не находится в аэродинамическом следе, то $k_p = 1$.

Сопротивление трения оперения. Коэффициент сопротивления трения оперения определяется по тем

же формулам, что и для крыла, с заменой числа V_∞ на $V_p = V_\infty \ \ k_p$.

При этом

$$Re = \frac{V_\infty \sqrt{k_p} b_{ср.р}}{\nu_\infty}, \ \eta_м = \frac{1}{\sqrt{1 + 0.2 k_p M_\infty^2}}, \quad (2.29)$$

где учтено, что кинематический коэффициент вязкости $\nu_p \approx \nu_\infty$, а $b_{ср.р}$ - средняя хорда руля.

Донное сопротивление. При обтекании ракеты на донном срезе корпуса устанавливается давление $p_{дон}$, которое меньше давления в набегающем потоке p_∞. Разность давлений $p_\infty - p_{дон}$ определяет донное сопротивление.

В дозвуковом потоке возникновение разрежения за телами определяется эжектирующим (отсасывающим) действием внешнего потока, обтекающего донный срез или плоский торец. При сверхзвуковых скоростях появляется дополнительное разрежение за счет расширения сверхзвукового потока. Значение донного давления на корпусе зависит от многих факторов, в частности от чисел Re, M_∞ и формы кормовой части. Как показывают экспериментальные исследования, более универсальным параметром, чем число Рейнольдса, является сопротивление трения корпуса. Обработка экспериментальных данных приводит к следующей аппроксимации [22]:

$$\bar{p}_{дон} = \frac{p_{дон} - p_\infty}{q_\infty} = -\frac{0.029}{\sqrt{C_{X.тр.кор}}} \sqrt{S_{дон}}, \quad (2.30)$$

где $\bar{S}_{дон} = \dfrac{S_{дон}}{S_{mid}}$ - площадь донного среза $S_{дон}$, отнесенная к площади миделя S_{mid}.

Для коэффициента донного сопротивления корпуса $C_{X.дон}$ при $M_\infty \le 1$ получаем:

$$C_{X.дон} = -\frac{0.029}{\sqrt{C_{X.тр.кор}}}\bar{S}_{дон}^{3/2}. \qquad (2.31)$$

В сверхзвуковом потоке влияние числа Re уменьшается, и основную роль здесь играет число M_∞.

При этом коэффициент донного сопротивления

$$C_{X.дон} = \gamma\frac{1.43}{M_\infty^2}\bar{S}_{дон}. \qquad (2.32)$$

Параметр γ определяется по следующей приближенной формуле:

$$\gamma \approx \frac{3(-\bar{p}_{дон})}{\sqrt{1+10(-\bar{p}_{дон})^2}}. \qquad (2.33)$$

Влияние углов атаки учитывается выражением

$$C_{X.дон} = C_{X.дон.(\alpha=0)}(1+1.45\sin\alpha)\cos\alpha, \qquad (2.34)$$

где значения $C_{X.дон.(\alpha=0)}$ определяются по формуле (2.31) или (2.32).

Волновое сопротивление. При скоростях полета с числами M_∞, большими критического $M_{кр}$, на поверхности ракеты и в потоке возникают скачки уплотнения, которые приводят к появлению волнового сопротивления. Чем больше скорость полета, тем больше интенсивность скачков уплотнения и выше волновое сопротивление.

Для уменьшения волнового сопротивления при заданном числе M_∞ необходимо применять более острые передние кромки у крыла и оперения и острые носовые части корпуса. При компоновке частей ракеты волновое сопротивление можно уменьшить, используя околозвуковое правило площадей.

Расчетную формулу для коэффициента волнового сопротивления можно представить в следующем виде:

$$C_{X.в} = 1.05\left(C_{X.в.кор}\frac{S_{mid}}{S_{хар}} + C_{X.в.кр}\frac{S_{кр}}{S_{хар}}\frac{n_{кр}}{2} + k_p C_{X.в.р}\frac{S_p}{S_{хар}}\frac{n_p}{2} \right). \quad (2.35)$$

Здесь $C_{X.в.кор}$, $C_{X.в.кр}$ и $C_{X.в.р}$ — соответственно коэффициенты волнового сопротивления изолированных корпуса, крыла и оперения.

Волновое сопротивление корпуса. Волновое сопротивление корпуса определяется сопротивлением носовой и кормовой частей

$$C_{X.в.кор} = C_{X.в.нос} + C_{X.в.корм}. \quad (2.36)$$

где $C_{X.в.нос}$, $C_{X.в.корм}$ - соответственно волновое сопротивление носовой и кормовой части.

Коэффициент волнового сопротивления носовой части зависит от формы и удлинения носовой части [30] (рис. 2.3).

Волновое сопротивление кормы в сверхзвуковом потоке для конической сужающейся кормовой части можно рассчитать по формуле:

$$C_{X.в.корм} = \left(2.09\sin^2\beta_k + \frac{0.19\sin 2\beta_k}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \right)\sqrt{1 - \overline{S}_{дон}}, \quad (2.37)$$

а для конической расширяющейся кормовой части —

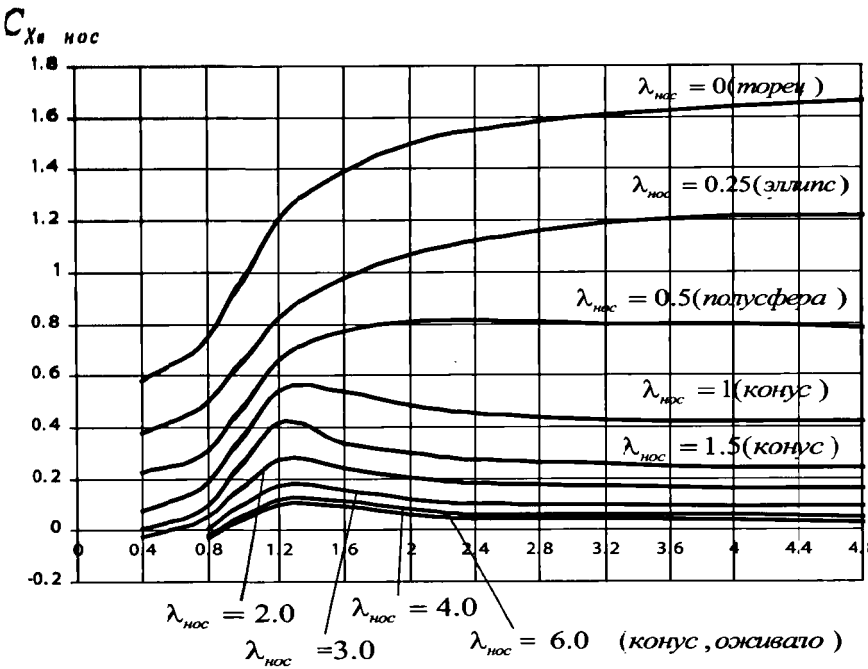


Рис. 2.3 Коэффициент волнового сопротивления носовой части корпуса

$$C_{X.в.корм} = \left(2.09\sin^2\beta_k + \frac{0.19\sin 2\beta_k}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}\right)\sqrt{\bar{S}_{дон}(\bar{S}_{дон} - 1)}\ , (2.38)$$

где β_k — полуугол раствора хвостового конуса.

Волновое сопротивление крыла. Волновое сопротивление крыла, как и других частей летательного аппарата, возникает при числах M_∞, больших критического M_{kp}.

Следуя методике, изложенной в работе [30], коэффициент волнового сопротивления крыла с произвольным профилем можно представить в следующем виде:

$$C_{X.в.к} = C_{X.в.ромб}\left[1+\varphi(K-1)\right], \qquad (2.39)$$

где $C_{X.в.ромб}$ — волновое сопротивление крыла с ромбовидным профилем.

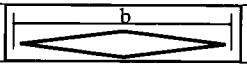
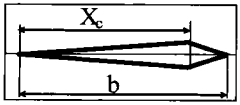
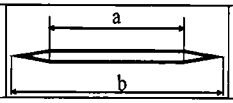
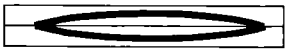
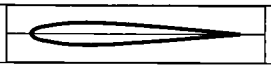
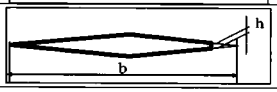
$$C_{X.в.ромб} = \lambda_{кр}\bar{c}_{кр}^2\left[1.7+\cos\left(\frac{\pi}{5}\left(\lambda_{кр}\sqrt{M_\infty^2-1}+0.25\right)\right)\right], \qquad (2.40)$$

где $\bar{c}_{кр}$ - относительная толщина профиля крыла.

Коэффициент K характеризует форму профиля (таблица 2.1). Множитель φ вычисляется по формуле

$$\varphi = \frac{0.16\lambda_{кр}^2\left(M_\infty^2-1\right)}{1+0.16\lambda_{кр}^2\left(M_\infty^2-1\right)}. \qquad (2.41)$$

Таблица 2.1

Профиль	Эскиз	K
Ромбовидный		1
Четырехугольный		$\frac{1}{4\overline{X_c}\left(1-\overline{X_c}\right)}$
Шестиугольный		$\frac{1}{1-\frac{a}{b}}$
Образованный дугами окружностей или параболой		$\frac{4}{3}$
Дозвуковой		2.5÷4.0
Ромбовидный с затупленной задней кромкой		$\left(1-\frac{\bar{h}}{2\bar{c}}\right)$ $\bar{h}=h/b$

Волновое сопротивление рулей. Волновое сопротивление рулей определяется так же, как для крыла. Так как оперение попадает в аэродинамический след от крыла и корпуса, то оно будет обтекаться потоком с меньшими числами M_∞. Поэтому во всех зависимостях, относящихся к крылу и используемых для расчета волнового сопротивления оперения, необходимо заменить число M_∞ полета на $M_p = M_\infty \cdot k_p$.

Подъемная сила и индуктивное сопротивление. Как и другие аэродинамические характеристики подъемная сила ракеты определяется суммой подъемных сил изолированных его частей плюс дополнительная сила, обусловленная интерференцией.

В общем случае коэффициент подъемной силы C_{Ya} можно представить в следующем виде

$$C_{Ya} = C_{Ya}^{\alpha}\alpha + C_{Ya}^{\delta}\delta + \Delta C_{Ya}\alpha^2. \qquad (2.42)$$

где C_{Ya}^{α} - производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, C_{Ya}^{δ} - производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения рулей, ΔC_{Ya} - коэффициент нелинейной составляющей подъемной силы.

Здесь первое слагаемое представляет линейную часть подъемной силы, второе учитывает отклонение рулевых поверхностей, а третье — нелинейные эффекты. Угол атаки α ракеты определяется по отношению к оси корпуса. При малых углах атаки, характерных для ракеты, подъемная сила является линейной функцией от α и в основном определяется первыми двумя слагаемыми, а $\Delta C_{Ya} \approx 0$.

Формула для расчета коэффициента подъемной силы ракеты по углу атаки C_{Ya}^{α} имеет следующий вид:

$$C_{Ya}^{\alpha} = C_{Y.kop}^{\alpha}\frac{S_{mid}}{S_{xap}} + C_{Y.kp}^{\alpha}\left(K_{\alpha}^{kp} + \Delta K_{\alpha}^{kp}\right)\frac{S_{kp}}{S_{xap}} + k_p(1-\varepsilon^{\alpha})C_{Y.p}^{\alpha}\left(K_{\alpha}^{p} + \Delta K_{c}^{p}\right)\frac{S_p}{S_{xap}}. \qquad (2.43)$$

Здесь $C^{\alpha}_{Y.kop}$, $C^{\alpha}_{Y.kp}$ и $C^{\alpha}_{Y.p}$ — величины, относящиеся к изолированным корпусу, крылу и оперению. Параметры K^{kp}_{α}, ΔK_{α} и K^{p}_{α}, ΔK^{p}_{α} являются коэффициентами интерференции крыла и оперения с корпусом: первый из них определяет влияние корпуса на крыло (оперение), а второй — влияние крыла (оперения) на корпус. Величина $(1-\varepsilon^{\alpha})$ характеризует обтекание оперения в скошенном потоке от системы крыло—корпус (где ε - угол скоса потока, ε^{α} - скос потока за системой крыло—корпус).

Производная $C^{\alpha}_{Y.kop}$ корпуса. Подъемная сила корпуса определяется суммой подъемных сил носовой, цилиндрической и кормовой частей. Следовательно, можно записать

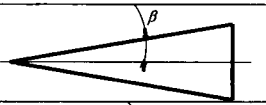
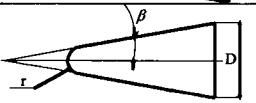
$$C^{\alpha}_{Y.kop} = C^{\alpha}_{Y.нос} + C^{\alpha}_{Y.цил} + C^{\alpha}_{Y.корм}. \qquad (2.44)$$

Носовая часть. В дозвуковом потоке независимо от формы носовой части

$$C^{\alpha}_{Y.нос} = 2(1+0.27M^{2}_{\infty}). \qquad (2.45)$$

При сверхзвуковых скоростях производная $C^{\alpha}_{Y.нос}$ определяется из таблицы 2.2

Таблица 2.2

Форма носовой части	Эскиз	Расчетные формулы
Конус		$C^{\alpha}_{Y.нос} = 2\cos^2\beta$
Конус со сферическим притуплением	 $\bar{r} = \frac{2r}{D}$	$C^{\alpha}_{Y.нос} = 2\cos^2\beta \times \left(1 - \frac{\bar{r}^{-2}}{2}\cos^2\beta\right)$

Цилиндрическая часть. В дозвуковом потоке при малых углах атаки цилиндрическая часть не создает подъемной силы и $C^{\alpha}_{Y.цил}=0$. При $M_{\infty}>1$ подъемная сила будет отлична от нуля. Это объясняется тем, что возмущения, распространяясь от носовой части, отражаются от головного скачка и попадают на цилиндрическую часть, что и приводит к возникновению подъемной силы $C^{\alpha}_{Y.цил}$ при $\alpha \neq 0$. Значение производной $C^{\alpha}_{Y.цил}$ в зависимости от геометрии носовой и цилиндрической частей, типа сопряжения и чисел M_{∞} определяется по формуле:

$$C^{\alpha}_{Y.цил}=ax^{b}e^{-cx}\left(1-e^{-\frac{d\lambda_{цил}}{x\lambda_{нос}}}\right), \qquad (2.46)$$

где $x=\dfrac{\sqrt{M_{\infty}^{2}-1}}{\lambda_{нос}}$; $\lambda_{цил}$ - удлинение цилиндрической части, $\lambda_{нос}$ - удлинение носовой части, а параметры a, b, c и d зависят от типа сопряжения носовой и цилиндрической частей; их значения приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3

Тип сопряжения	a	b	c	d
Секущее	1.3	0.5	0.05	1.29
Касательное	4.5	3.0	1.5	0.88

Кормовая часть. При любых скоростях полета ($M_{\infty}<1$ и $M_{\infty}>1$) производная $C^{\alpha}_{Y.корм}$ определяется по формуле

$$C^{\alpha}_{Y.корм}=-2\xi_{корм}(1-\bar{S}_{дон}), \qquad (2.47)$$

где коэффициент $\xi_{корм}$ учитывает изменение подъемной силы кормовой части за счет влияния вязкости. Для сужающейся кормы $\xi_{корм} = 0.2$, для расширяющейся $\xi_{корм} = 0.8$.

Производная $C^{\alpha}_{Y.kp}$ крыла. В общем случае производная $C^{\alpha}_{Y.kp}$ зависит от числа M_{∞}, геометрии крыла в плане и относительной толщины профиля. Используя параметры подобия, можно записать

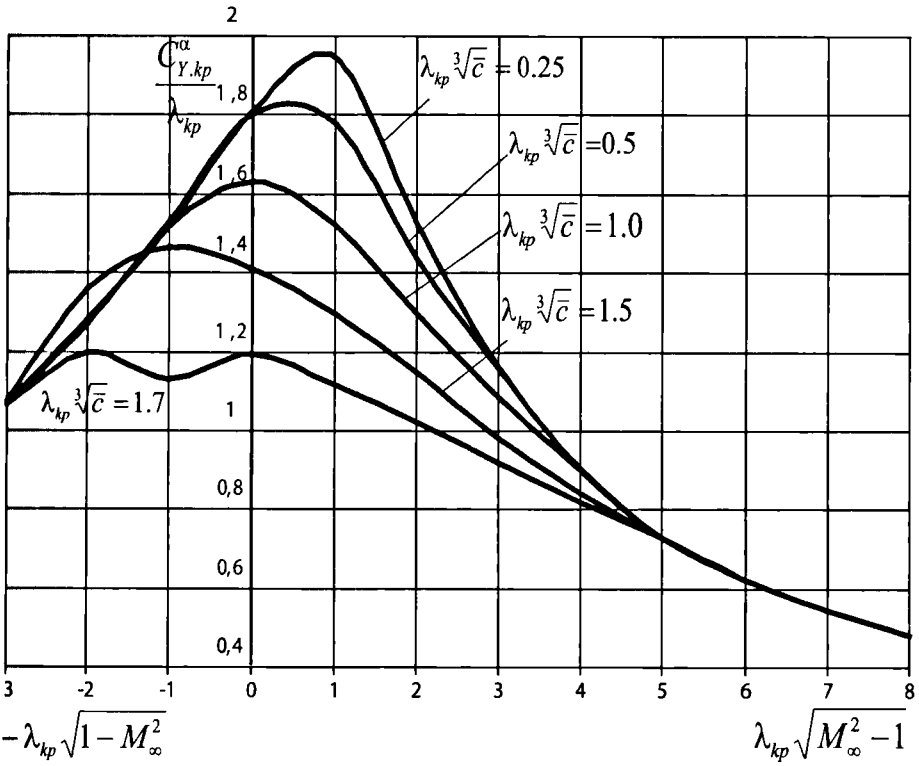


Рис. 2.4 График для определения $C^{\alpha}_{Y.p}$ изолированных несущих поверхностей

$$\frac{C_{Y.kp}^{\alpha}}{\lambda_{kp}} = f\left(\lambda_{kp}\sqrt{\left|1-M_{\infty}^{2}\right|}, \lambda_{kp} tg\chi_{0.5}, \eta_{kp}, \lambda_{kp}\sqrt[3]{\bar{c}}\right), \quad (2.48)$$

где $\bar{c}$ - относительная толщина профиля крыла;

$\chi_{0.5}$ - стреловидность крыла по линии 50% хорд.

Зависимости (2.48) приведены на рис. 2.4 [30].

Производная $C_{Y.p}^{\alpha}$ руля. Для ракеты производная $C_{Y.p}^{\alpha}$ определяется так же, как и для крыла, с заменой чисел M_{∞} полета на $M_p = M_{\infty} \quad k_p$.

Коэффициенты интерференции несущих поверхностей и корпуса. В результате взаимного влияния элементов компоновки изменяется обтекание несущих поверхностей (крыла и оперения) и корпуса. Чтобы учесть эти изменения в значение подъемной силы частей ракеты вводят коэффициенты интерференции [32], которые определяются как отношение изменения подъемной силы соответствующего элемента ракеты к подъемкой силе изолированных консолей несущих поверхностей (или в виде отношения производных соответствующих коэффициентов подъемной силы) [32]. Коэффициенты K_{α}^{kp} и K_{α}^{p} учитывают во сколько раз увеличивается подъемная сила крыла или руля при его установке на корпусе (K_{α}^{kp} и K_{α}^{p} - определяются одинаково, их обозначим K_{α}), а коэффициенты ΔK_{α}^{kp} и ΔK_{α}^{p} - определяют дополнительную подъемную силу на корпусе от влияния крыла или руля в долях подъемной силы изолированного крыла (ΔK_{α}^{kp} и ΔK_{α}^{p} - определяются одинаково, их обозначим ΔK_{α}).

Влияние корпуса на несущую поверхность (крыло или оперение) проявляется в увеличении угла атаки за счет увеличения поперечной составляющей скорости набегающего потока. Если, например, крыло

или оперение расположено по схеме среднеплана на цилиндрическом корпусе круглого сечения, то угол атаки в области несущей поверхности

$$\alpha_k(z) = \alpha\left(1 + \frac{d^2}{4z^2}\right), \qquad (2.49)$$

где α — угол атаки изолированных консолей [50], d - диаметр корпуса, z - поперечная координата. Так как увеличение угла атаки приводит к росту подъемной силы, то имеем $K_\alpha > 1$.

Воздействие крыла или оперения на корпус состоит в том, что повышенное давление на нижней поверхности и разрежение на верхней поверхности консолей передаются на соответствующие участки корпуса. В результате на корпусе возникает дополнительная подъемная сила, и, следовательно, $\Delta K_\alpha > 0$.

Основным параметром, влияющим на интерференцию, является отношение диаметра корпуса d к размаху несущей поверхности (крыла или оперения) с подфюзеляжной частью

$$\sigma = d/(\ell_{кон} + d),$$

где $\ell_{кон}$ - размах несущей поверхности составленной из двух консолей.

Согласно [32] имеем

$$K_\alpha = 0.2[(2+\sigma)^2 + 1]\xi_{нос}, \quad \Delta K_\alpha = 0.4\sigma(3 + 2\sigma)\xi_{нос}\xi_{хв}, \qquad (2.50)$$

где $\xi_{нос}$ и $\xi_{хв}$ — соответственно коэффициенты влияния передней и задней частей корпуса.

Коэффициент влияния передней части корпуса определяется по формуле [30]

$$\xi_{нос} \approx 0.6 + 0.4\left(1 - e^{-\frac{\ell_1}{2a}}\right), \qquad (2.51)$$

где ℓ_1 — расстояние от носка корпуса до середины бортовой хорды консолей.

Коэффициент влияния задней части корпуса при дозвуковых скоростях равен $\xi_{хв} = 1$. В сверхзвуковом потоке возмущения от крыла или оперения распространяются вниз по потоку. Однако, если несущая поверхность располагается вблизи донного среза корпуса, то в этом случае часть подъемной силы может «уноситься» за пределы корпуса, и коэффициент ΔK_α уменьшается. Для учета этого случая при $M_\infty > 1$

$$\xi_{хв} = \begin{cases} 1 & при \quad x \le P; \\ 1 - \dfrac{(x-P)^2}{2x} & при \quad P \le x \le P+1; \\ \dfrac{1+2P}{2x} & при \quad P+1 \le x. \end{cases} \qquad (2.52)$$

Здесь использованы следующие обозначения:

$$P = \frac{\ell_{хв}}{b_0}; \quad x = \frac{d}{b_0} \quad M_\infty^2 - 1,$$

где $\ell_{хв}$ — расстояние между концом бортовой хорды и донным срезом корпуса; b_0 - длина бортовой хорды.

Скос потока за системой крыло-корпус. Влияние системы крыло-корпус на хвостовое оперение сказывается двояко. Во-первых, оперение попадает в аэродинамический след и скорость потока, набегаю-

щего на оперение, меньше скорости невозмущенного течения. Во-вторых, оперение обтекается скошенным потоком и угол атаки оперения будет отличаться от угла атаки изолированного руля.

Скос потока за системой крыло-корпус связан с возникновением подъемной силы и образованием вихревой пелены, которая создает вертикальные скорости V_y отклоняющие невозмущенный поток V_∞ на угол скоса

$$\varepsilon = V_y / V_\infty .$$

При выполнении расчетов вводится средний угол скоса ε, который дает такой же эффект, как и действительное неравномерное распределение местных углов скоса по размаху руля. Если этот средний угол скоса известен, то угол атаки руля

$$\alpha_p = \alpha - \varepsilon = \alpha\left(1 - \varepsilon/\alpha\right) = \alpha\left(1 - \varepsilon^{\alpha}\right). \qquad (2.53)$$

Производная

$$\varepsilon^{\alpha} = \frac{C^{\alpha}_{Y.kop}\dfrac{S_{mid}}{S_{xap}} + C^{\alpha}_{Y.kp}\left(K^{kp}_{\alpha} + \Delta K^{kp}_{\alpha}\right)\dfrac{S_{kp}}{S_{xap}}}{\pi\lambda_{kp}}\kappa_x\mu_p . \qquad (2.54)$$

Множитель κ_x учитывает положение рулей относительно крыла,

$$\kappa_x = \begin{cases} \dfrac{1}{2}\left(1 + \sqrt{1 + \dfrac{1 - M_\infty^2}{x^2}}\right) & при \quad M_\infty \le 1; \\ \sqrt{1 - \dfrac{M_\infty^2 - 1}{x^2}} & при \quad M_\infty \ge 1. \end{cases} \qquad (2.55)$$

где $\bar{x} = \dfrac{2x_{г.о}}{(d+\ell_{кр})[0.785(1-\sigma_{кр})+\sigma_{кр}]}$; $x_{г.о.}$ — расстояние между $\frac{1}{4}$ бортовых хорд крыла и оперения,

$\sigma_{кр} = d/(\ell_{ĉp}+d)$ - отношение диаметра корпуса к размаху крыла с подфюзеляжной частью.

В сверхзвуковом потоке при $x \le \sqrt{M_\infty^2 - 1}$ следует полагать $\kappa_x = 0$, и в этом случае $\varepsilon^{\alpha}_{=0}$.

Множитель μ_p учитывает влияние корпуса на скос потока:

$$\mu_p = \frac{(1-\sigma_{кр})}{(1-\sigma_{кр}^2+\sigma_{кр}^4)[0.785(1-\sigma_{кр})+\sigma_{кр}]^2}. \quad (2.56)$$

Производная коэффициента подъемной силы ракеты по углу отклонения рулей

$$C_{Ya}^{\delta} = 0.9 C_{Y.p}^{\alpha} K_{\delta} \cos\chi_{эси} \frac{S_p}{S_{хар}}, \quad (2.57)$$

где множитель 0.9 учитывает перетекание воздуха через щель между поверхностью корпуса и бортовой хордой руля; K_{δ} — коэффициент интерференции руля и корпуса при отклонении руля; $\chi_{оси}$ — угол установки оси руля.

$$K_{\delta} = 1 + \frac{K_{\alpha}^{p}}{K_{\alpha}^{p} + \Delta K_{\alpha}^{p}}. \quad (2.58)$$

Индуктивное сопротивление ракеты. Индуктивное сопротивление ракеты является сопротивлением давления, зависящим от подъемной силы.

В общем случае индуктивное сопротивление ракеты определяется суммой сопротивлений кры-

ла, корпуса и оперения с учетом их интерференции [30,50]. С другой стороны, имеются приближенные методы расчета индуктивного сопротивления ракеты в целом без расчленения его на составные части [50].

Расчетная формула для коэффициента индуктивного сопротивления $C_{X.i}$ имеет вид

$$C_{X.i} = C_{Ya}\alpha. \qquad (2.59)$$

Моментные характеристики. Положение центра давления и фокуса. Для решения задач, связанных с устойчивостью и управляемостью ракеты, необходимо знать положение центра давления и фокуса ракеты в целом. Положение центра давления и фокуса определяется положением центра давления и фокуса составных частей ракеты с учетом их интерференции и в значительной степени зависит от ее компоновки. В тех случаях, когда зависимость моментных характеристик от коэффициента подъемной силы является линейной, а компоновка симметрична относительно горизонтальной плоскости, фокус ракеты совпадет с его центром давления.

Для определения положения центра давления и фокуса ракеты необходимо составить уравнение продольных моментов, действующих на основные элементы (крыло, корпус, оперение и т. п.).

Следует иметь в виду, что значения моментов сил зависят от положения поперечной оси, относительно которой вычисляется момент.

Составим уравнение продольных моментов ракеты относительно оси, проходящей через переднюю точку носовой части корпуса. Пересчет на произвольную центровку производится по формуле

$$m_{Za\ ц.т.} = m_{Za} + C_{Ya}\bar{x}_{ц.т.}, \qquad (2.60)$$

где m_{Za} — коэффициент продольного момента относительно оси, проходящей через переднюю точку носовой части корпуса; $x_{ц.т.}$ — положение центра масс в долях характерного размера.

Для ракеты, симметричной относительно горизонтальной плоскости при нейтральном положении органов управления, коэффициент момента можно представить в следующем виде:

$$m_{Za} = m_{Za}^{\alpha}\alpha + m_{Za}^{\delta}\delta + \Delta m_z, \qquad (2.61)$$

где m_{Za}^{α} — производная коэффициента момента по углу атаки; m_{Za}^{δ} — производная коэффициента момента по углу отклонения рулей; Δm_z — коэффициент момента, определяемого нелинейной составляющей подъемной силы ракеты. На режимах полета, характерных для ракеты $\Delta m_z \approx 0$.

Если коэффициент момента известен, то положения центра давления $x_{ц.д.}$ и фокуса x_F ракеты определяются по формулам:

$$\bar{x}_{ц.д.} = -\frac{m_{Za}}{C_{Ya}},\ x_F = -\frac{m_{Za}^{\alpha}}{C_{Ya}^{\alpha}},\ \bar{x}_F - \bar{x}_{ц.т.} = -\frac{dm_{Za\ ц.т.}}{dC_{Ya}} = -m_{Za}^{C_{Ya}}. \qquad (2.62)$$

Таким образом, величина $x_F - x_{ц.т.}$, характеризующая степень продольной статической устойчивости, определяется производной $m_{Za}^{C_{Ya}}$.

Производная коэффициента продольного момента по углу атаки. Расчетную формулу для m_{Za}^{α} можно представить в следующем виде:

$$m^{\alpha}_{Za} = m^{\alpha}_{Z.kop}\frac{S_{mid}}{S_{хар}} + m^{\alpha}_{Z.kp}\frac{S_{kp}}{S_{хар}} + m^{\alpha}_{Z.p}\frac{S_{p}}{S_{хар}}, \quad (2.63)$$

где $m^{\alpha}_{Z.kop}$, $m^{\alpha}_{Z.kp}$ и $m^{\alpha}_{Z.p}$ — производные коэффициента продольного момента по углу атаки, относящиеся к корпусу, крылу и оперению с учетом интерференции между ними.

Производная $m^{\alpha}_{Z.kop}$ корпуса. Производная $m^{\alpha}_{Z.kop}$ корпуса определяется как сумма производных продольного момента от подъемной (нормальной) силы носовой $C^{\alpha}_{Y.нос}$, цилиндрической $C^{\alpha}_{Y.цил}$ и кормовой $C_{Y.корм}$ частей:

$$m^{\alpha}_{Z.kop} = -\left(C^{\alpha}_{Y.нос}\frac{x_{ц.д.нос}}{L_{хар}} + C^{\alpha}_{Y.цил}\frac{x_{ц.д.цил}}{L_{хар}} + C^{\alpha}_{Y.корм}\frac{x_{ц.д.корм}}{L_{хар}} \right). \quad (2.64)$$

Здесь величины $x_{ц.д.нос}$, $x_{ц.д.цил}$ и $x_{ц.д.корм}$ — определяют положение центра давления (фокуса) носовой, цилиндрической и кормовой частей относительно передней точки корпуса.

Расчет $x_{ц.д.нос}$ ведется по формуле, полученной по теории тонкого тела [32]:

$$x_{ц.д.нос} = \left(1 - \frac{W_{нос}}{\ell_{нос} S_{mid}}\right)\ell_{нос}, \quad (2.65)$$

где $W_{нос}$ — объем носовой части.

Так как в дозвуковом потоке цилиндрическая часть не создает подъемной силы, то второе слагаемое в (2.64) при $M_{\infty} < 1$ отсутствует.

В сверхзвуковом потоке положение центра давления цилиндрической части определяется по следующей формуле:

$$\bar{x}_{ц.д.цил} = \frac{x_{ц.д.цил}}{\ell_{нос}} = 1 + \frac{x}{d} - \frac{\lambda_{цил}}{\lambda_{нос}} \left(e^{\frac{d\lambda_{цил}}{x\lambda_{нос}}} - 1 \right)^{-1}. \qquad (2.66)$$

Здесь введено обозначение $x = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{\lambda_{нос}}$. Значение постоянной d зависит от вида сопряжения носовой и цилиндрической частей: для секущего сопряжения $d = 1.29$, для касательного — $d = 0.88$.

Центр давления кормовой части определяется по формуле

$$x_{ц.д.корм} = L_{кор} - 0.5\ell_{корм}. \qquad (2.67)$$

Производная $m^{\alpha}_{Z.kp}$ крыла. Составляя выражение для продольного момента для крыла, расположенного на корпусе, относительно передней точки носовой части корпуса, получаем

$$m^{\alpha}_{Z.kp} = -C^{\alpha}_{Y.kp} \left(K^{kp}_{\alpha} \frac{(x_{kp} + x_{F.kp} + \delta_{kp})}{L_{хар}} + \Delta K^{kp}_{\alpha} \frac{(x_{kp} + \Delta x_{kop(kp)})}{L_{хар}} \right). \qquad (2.68)$$

Здесь первое слагаемое является моментом подъемной силы крыла, а второе — моментом дополнительной подъемной силы, возникающей на корпусе за счет влияния крыла.

В формуле (2.68) x_{kp} — расстояние от носка бортовой корды крыла до передней точки корпуса; $x_{F.kp}$ — положение фокуса (центра давления) изолированного крыла относительно бортовой хорды; δ_{kp} — смещение фокуса крыла из-за влияния корпуса; $\Delta x_{kop(kp)}$

— точка приложения дополнительной подъемной силы, возникающей на корпусе от влияния крыла, относительно носка бортовой хорды (рис. 2.5).

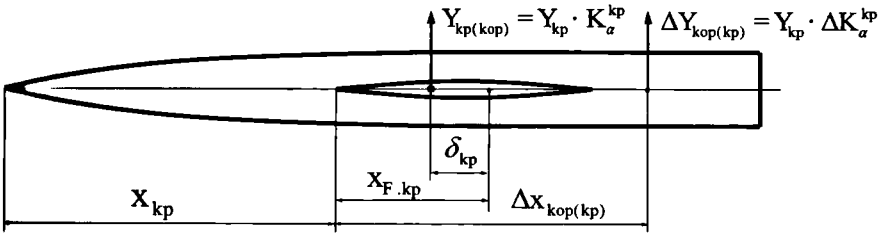


Рис. 2.5 Схема расположения аэродинамических сил, возникающих на крыле

Расстояние x_{kp} определяется компоновкой ракеты. Предельные значения положения фокуса изолированного крыла $x_{F.k}$ в долях бортовой хорды ($\bar{x}_{F.k} = x_{F.kp}/b_0$) можно вычислить по следующим формулам [41]:

$$\bar{x}_{F.k} = \frac{2\eta_k(\eta_k+1)-1}{6\eta_k(\eta_k+1)} + \frac{\eta_k+2}{12\eta_k}\lambda_k tg\chi_{0.5} \text{ при } M_\infty < 1 \quad (2.69)$$

$$\text{и } \bar{x}_{F.k} = 0.5 + \frac{\eta_k+2}{12\eta_k}\lambda_k tg\chi_{0.5} \text{ при } M_\infty > 1. \quad (2.70)$$

Расчеты по теории тонкого тела [32] показывают, что при установке крыла на корпус фокус крыла смещается вперед на величину δ_{kp}. Это смещение незначительно, и его можно оценить по следующей приближенной формуле:

$$\delta_{kp} = -0.06\sigma_{kp}^{0.25}(1-\sigma_{kp})\frac{\ell_{kp}}{2}tg\chi_{0.5}. \quad (2.71)$$

Положение точки приложения дополнительной подъемной силы на корпусе от влияния крыла $\Delta x_{kop(kp)}$ существенно зависит от чисел

M_∞. Значение $\Delta\bar{x}_{kop(kp)}$ в долях бортовой хорды ($\Delta\bar{x}_{kop(kp)} = \Delta x_{kop(kp)} / b_0$) в дозвуковом и околозвуковом потоке определяется значением

$$\Delta\bar{x}_{kop(kp)} = 0.5. \qquad (2.72)$$

В сверхзвуковом потоке значение $\Delta\bar{x}_{kop(kp)}$ зависит от положения крыла относительно донного среза корпуса и числа M_∞, и определяется по формулам:

$$\Delta\bar{x}_{kop(kp)} = \begin{cases} \dfrac{1+x}{2} & при \quad x \le P \\ \dfrac{3x(1+x)-(x-P)^2(x+2P+3)}{3[2x-(x-P)^2]} & при \quad P \le x \le P+1 \\ \dfrac{3(1+P)^2-1}{3(1+2P)} & при \quad P+1 \le x. \end{cases} \qquad (2.73)$$

Производная $m^{\alpha}_{Z.p}$ оперения. Формула для расчета производной $m^{\alpha}_{Z.p}$ оперения аналогична формуле (2.68) для крыла с учетом торможения и скоса потока за системой «крыло-корпус»:

$$m^{\alpha}_{Z.p} = -k_p(1-\varepsilon^{\alpha})C^{\alpha}_{Y.p}\left(K^{p}_{\alpha}\frac{(x_p + x_{F.p} + \delta_p)}{L_{xap}} + \Delta K^{p}_{\alpha}\frac{(x_p + \Delta x_{kop(p)})}{L_{xap}}\right), \qquad (2.74)$$

где x_p — расстояние от носка бортовой хорды руля до передней точки корпуса; $x_{F.p}$ — положение фокуса (центра давления) изолированного руля относительно бортовой хорды; δ_p — смещение фокуса руля из-за влияния корпуса; $\Delta x_{kop(p)}$ — точка приложения дополнительной подъемной силы, возникающей на корпусе от влияния руля, относительно носка бортовой хорды (рис. 2.5).

Выражения, стоящие в скобках, имеют тот же смысл, что и в формуле (2.68) для крыла. Значения

входящих величин определяются как и для крыла с учетом геометрических характеристик руля и чисел $M_p = M_\infty \quad k_p$.

Производную коэффициента продольного момента по углу отклонения рулей m_{Za}^{δ} можно определить по формуле, аналогичной (2.74)

$$m_{Za}^{\delta} = -C_{Ya}^{\delta} \frac{(x_p + x_{F.p})}{L_{xap}}. \quad (2.75)$$

Приведенная методика пригодна для проведения предварительных проектировочных расчетов на начальном этапе проектирования ствольных управляемых ракет. После определения облика СУР необходимо уточнение аэродинамических характеристик по более сложным методикам, учитывающим кривизну несущих поверхностей, вращение ракеты вокруг продольной оси, влияние струй маршевого двигателя за счет обдува крыльев и рулевых поверхностей и т.д.

Завершающим этапом определения аэродинамических характеристик СУР – являются продувки в аэродинамических трубах и натурные летные эксперименты и испытания.

3 Внешние нагрузки, действующие на ракету

3.1. Определение нагрузок, действующих на ракету в канале ствола орудия

Проектирование ствольных управляемых ракет включает в себя этап определения нагрузок, действующих на ракету в стволе орудия и на траектории.

Знание нагрузок необходимо для установления требований как к конструкции самой ракеты, так и к установленной в ней аппаратуре, в частности к радиоэлектронным блокам.

Совместное моделирование одновременно протекающих процессов: сгорание пороха, движение ракеты в стволе и ее взаимодействие с пороховыми газами и каналом ствола в настоящее время затруднительно и требует совместного интегрирования уравнений внутренней баллистики и механики деформированного твердого тела. В связи с этим задача моделирования движения ракеты в канале артиллерийского ствола рассматривается как совокупность более про-

стых задач, связанных между собою общими проектными параметрами.

Так, например, задача внутренней баллистики решается без учета напряженно-деформированном состоянии (НДС) системы «ствол-ракета» (ракета рассматривается как материальная точка), а при определении динамических нагрузок на ракету используется временная зависимость давления продуктов сгорания пороховых газов на донную часть ракеты, которая получена на этапе решения задачи внутренней баллистики. Таким образом, в процессе проектирования рассматриваются разные математические модели движения ракеты в канале ствола.

На нагрузки, действующие на ракету при ее движении в артиллерийском стволе, существенное влияние оказывают конструктивные особенности ствола (калибр, длина ствола, форма и число нарезов) и ракеты (геометрия обтюрирующего пояска и его физические свойства, положение пояска на ракете и т.д.), а также износ ствола и его изгиб.

Для определения нагрузок на ракету при её движении в нарезном или гладком стволе необходимо иметь математическую модель движения ракеты в канале ствола.

Для оценочных расчетов такую модель можно построить на основе приближенного уравнения движения ракеты в канале ствола орудия при постоянной массе без учета вращения ракеты (в случае гладкого ствола), которое может быть записано в виде [39]:

$$m\frac{dVx}{dt} = SP_{Д} - F_{mp}, \qquad (3.1)$$

где m - масса ракеты; Vx - скорость поступательного движения ракеты; t - время;

Рд - давление пороховых газов на донную часть ракеты площадью S; Fтр - сила трения между ведущими поясками ракеты и каналом ствола, определяемая по формуле:

$$F_{тр} = f P_{Д} S. \qquad (3.2)$$

Здесь f - коэффициент трения.

В результате интегрирования уравнения (3.1) можно получить основные параметры движения ракеты в канале ствола, такие как время движения, зависимости скорости движения и продольного ускорения ракеты от времени.

Сложность процессов, характеризующих движение ракеты в артиллерийском стволе, не позволяет в полной мере использовать классические методы проектирования ствольных систем [39]. Эти методы не дают полного представления о НДС всей ракеты в целом и ее отдельных частей в условиях действия больших перегрузок, влияния физических свойств используемых конструкционных материалов и особенностей принятых конструктивных решений.

Поэтому полномасштабное решение задачи определения нагрузок, действующих на ракету в стволе орудия, возможно только на основе математического моделирования на базе быстродействующих вычислительных комплексов, реализующих численные методы исследований.

Компьютерное моделирование позволяет минимизировать число требуемых экспериментальных испытаний, которые являются обычно дорогостоящими, а также дает возможность интерпретировать результаты этих испытаний. Кроме того, оно позволяет уменьшить затраты метода проб и ошибок при проведении экспериментальных работ. Это дает возможность про-

вести оптимизацию параметров проектируемых ракет расчетными методами, используя эксперимент на заключительном этапе. Коррекция возможных ошибок переносится на предпроизводственную стадию.

Важное преимущество компьютерного моделирования состоит также в том, что можно получить анимированный процесс движения ракеты, что способствует большему пониманию исследуемого процесса или явления.

Основным направлением изучения механических нагрузок, действующих на ракету в нарезном и гладком каналах ствола, становятся численные методы на основе решения полной динамической контактной задачи механики деформируемого твердого тела (системы уравнений динамической контактной задачи теории пластичности).

Наибольшее распространение при моделировании задач прочности получили различные методы дискретизации, в частности, метод конечных элементов (МКЭ).

Идея, лежащая в основе МКЭ, заключается в разбиении исследуемого объекта (в нашем случае ракеты) на некоторую совокупность элементов простой геометрической формы, называемых конечными элементами, которые связаны между собой в узловых точках. В пределах каждого элемента указываются соотношения между перемещениями узлов и реакциями в этих узлах. Далее для всей совокупности элементов применяют известный принцип Лагранжа, в результате применения которого получают уравнения равновесия, представляющие собой систему неоднородных линейных алгебраических уравнений относительно вектора перемещений узловых точек заданных конечных элементов

$$F = K \times q, \qquad (3.3)$$

где F - вектор узловых сил; K - матрица жесткости, включающая в себя физические свойства материалов рассчитываемого объекта, а также геометрические свойства конечных элементов; q - вектор перемещений в узлах.

Нелинейная динамическая задача механики деформируемого твердого тела.

Реакцию деформированной системы «ствол-ракета» на заданное временное возмущение можно определить в результате решения динамической контактной задачи механики деформируемого твердого тела. При этом возможно определить перемещения, скорости, ускорения элементов этой системы, напряжения и деформации в них. При решении задачи учитываются силы инерции, а все искомые параметры НДС механической системы выражаются как функции времени.

В простейшем случае уравнение движения ракеты, которое решается при динамическом анализе, может быть записано в следующем виде:

$$M\ddot{u}(t) + B\dot{u}(t) + Ku(t) = F(t), \qquad (3.4)$$

где M, B, и K - матрицы соответственно масс, демпфирования и жесткости; $u(t), \dot{u}(t), \ddot{u}(t)$ - векторы перемещения, скорости, и ускорения; $F(t)$ – вектор внешних нагрузок, t - время.

Данное соотношение является математическим выражением второго закона Ньютона о равенстве суммы всех приложенных к системе сил произведению плотности среды на ускорение данной системы.

Задача упруго-пластического деформирования описывается системой нелинейных дифференциаль-

ных уравнений. Сложность решаемой задачи обусловлена нелинейной зависимостью перемещений с деформациями, физической нелинейностью (связь деформаций и напряжений), нелинейностью вследствие наличия контактных условий и неопределенностью области контакта в произвольный момент времени.

Для каждого элемента, входящего в систему, формулируются уравнения движения, уравнения деформаций, уравнения состояния, контактные условия, отражающие характер взаимодействия пар элементов системы на границах раздела. Для замыкания системы и получения единственности решения необходимо задать соответствующие начальные и граничные условия.

Полную систему уравнений упругопластической динамической задачи и ее подробное описание можно найти, например, в работе [6].

В частном случае статической теории упругости в линейной постановке для трехмерного однородного изотропного тела V, ограниченного поверхностью S, система уравнений (3.1) включает в себя:

1) уравнения равновесия

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + F_i = 0, \qquad (3.5)$$

где $\sigma_{ij} = \sigma_{ij}(x_k)$ - компоненты тензора напряжений в точке среды с декартовыми координатами x_k; $F_i = F_i(x_k)$ - компоненты вектора объемных сил $(i, j, k = 1,2,3)$;

2) физические соотношения в форме закона Гука

$$\sigma_{ij} = \frac{2G\mu}{1-2\mu}\varepsilon_{kk}\delta_{ij} + 2G\varepsilon_{ij}, \qquad (3.6)$$

где $\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}(x_k)$ - компоненты тензора деформаций, G - модуль сдвига, μ - коэффициент Пуассона; δ_{ij} - символ Кронекера;

3) геометрические соотношения Коши

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right), \qquad (3.7)$$

где $u_i = u_i(x_k)$ - компоненты вектора перемещений.

В качестве условий, конкретизирующих решение задачи, формулируются граничные условия, которые характеризуют взаимодействие рассматриваемого тела с внешней средой. В данном случае граничные условия определяются заданием на части поверхности тела S перемещений $u_i^*(x_k)$

$$u_i(x_k) = u_i^*(x_k), \; x_k \in S_u, \qquad (3.8)$$

или усилий

$$\sigma_{ij}(x_k) n_j = p_i(x_k), \; x_k \in S_p, \qquad (3.9)$$

где $p_i = p_i(x_k)$ - компоненты усилий на поверхности, а $S = S_u + S_p$, n_j - направляющие косинусы.

Процесс определения нагрузок, действующих на ствол и ракету, включает в себя следующие этапы решения:

- создание геометрии расчетной области – обычно это трехмерная модель системы «ствол-ракета», построенная до необходимого уровня детализации конструкции;
- генерация сетки конечных элементов;

- задание физических параметров материалов конструкции ствола и ракеты с соблюдением массовых характеристик системы;
- задание граничных условий и действующих силовых факторов;
- проведение расчета;
- анализ полученных результатов и принятие решения.

Рассмотрим процесс определения нагрузок в системе «ствол-ракета» на примере моделирования начального этапа процесса выстрела с обтюрацией ракеты и фиксации ее на одном из переходных конусов нарезного ствола орудия.

В случае гладкого ствола орудия постановка задачи не претерпевает никаких изменений, а в случае осевой симметрии системы задача может быть значительно упрощена за счет уменьшения размерности (двухмерная постановка).

Не вызывает принципиальных затруднений также учет кривизны ствола и его износ – такая информация может быть задана на этапе создания геометрической модели системы «ствол-ракета».

На рис.3.1 изображена часть трехмерной модели нарезного ствола с элементами конструкции ракеты.

Весовые параметры всей ракеты при использовании упрощенной модели могут быть соблюдены путем увеличения удельного веса материала принятой упрощенной модели ракеты, однако при таком подходе требуется осторожность при учете динамических свойств составных частей ракеты.

Один из возможных вариантов конечно-элементного разбиения принятой геометрической модели представлен на рис.3.2а (для наглядности все составные части модели изображены отдельно).

В отдельных случаях ствол может рассматриваться как абсолютно твердое тело (в этом случае достаточно в расчетах рассмотреть только внутреннюю поверхность) (рис.3.2б), а остальные части системы «ствол-ракета» должны моделироваться как трехмерные упруго-пластичные тела.

В качестве внешней нагрузки принимается давление пороховых газов в канале ствола, получаемое в результате решения задачи внутренней баллистики и действующее на запоясковую часть ракеты.

Рис.3.1 Геометрическая модель части ракеты в канале ствола орудия

Рис.3.2а Конечно-элементные модели элементов конструкции:

а – ствола, б – элементов корпуса ракеты, в – фиксатора обтюратора, г – обтюратора.

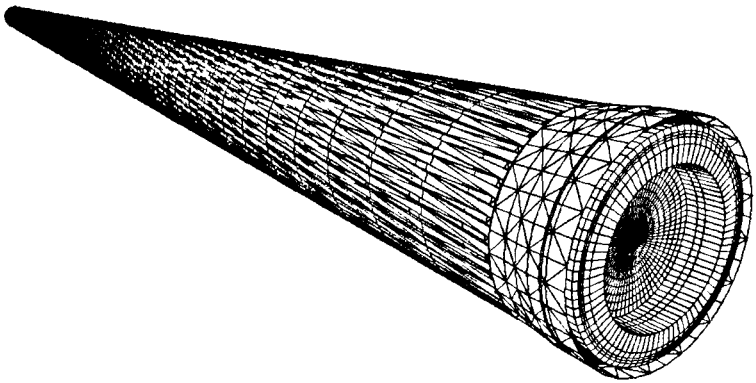


Рис.3.2б Полная конечно-элементная модель системы «ствол-ракета»

Основные параметры материала, которые обычно задают при расчетах: плотность материала, коэффициент Пуассона, модуль упругости, предел текучести и временное сопротивление.

Для корректного решения задачи необходимо иметь достаточно полную экспериментальную информацию о физических свойствах металлов, в частности, важно знать реальную диаграмму деформирования для материала обтюрирующего пояска.

В отдельных случаях при решении частных задач можно задать скорость ракеты в момент касания его переходного конуса, полученную из расчета движения ракеты как материальной точки под действием давления пороховых газов при решении общей задачи для модели без подробной ее детализации.

В результате моделирования могут быть получены все необходимые для дальнейшего приме-

нения расчетные зависимости: изменение скорости ракеты в канале ствола как функция времени (рис. 3.3), значения продольных a_x (рис. 3.4) и поперечных a_y ускорений (рис.3.5) и т.д.

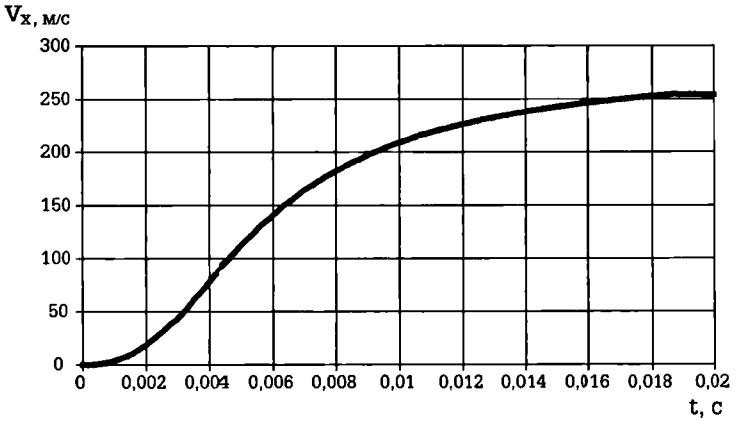


Рис.3.3 Изменение скорости ракеты при ее движении в стволе орудия

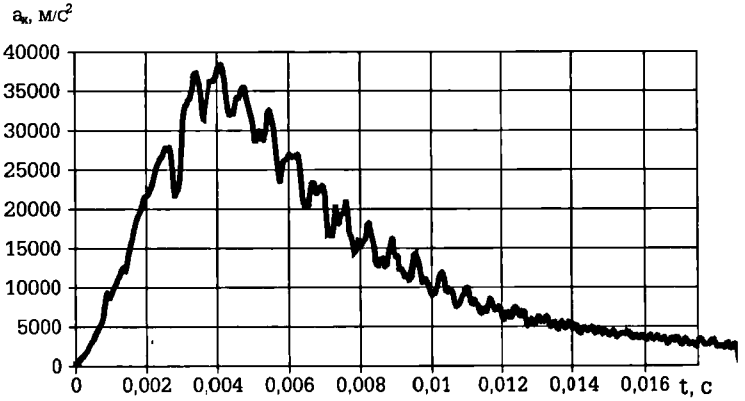


Рис.3.4 Изменение продольных ускорений ракеты при ее движении в стволе орудия

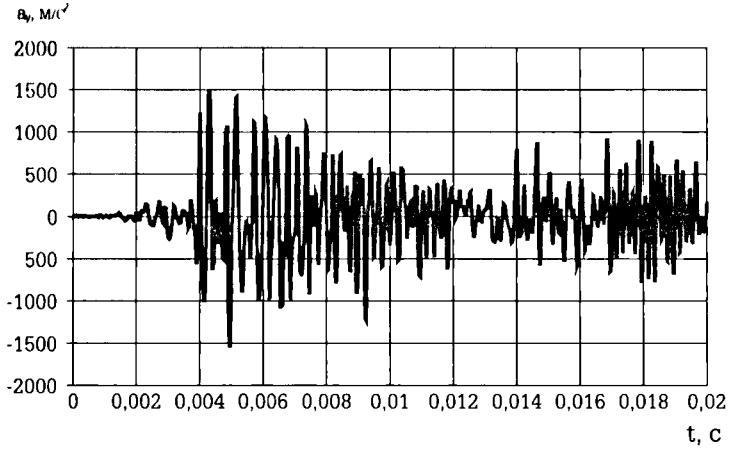


Рис.3.5 График изменения поперечных ускорений ракеты при ее движении в стволе орудия

На рис.3.6 приведен вид поддона после завершения процесса обтюрации, полученный расчетным путем, а на рис. 3.7 – в результате проведения эксперимента.

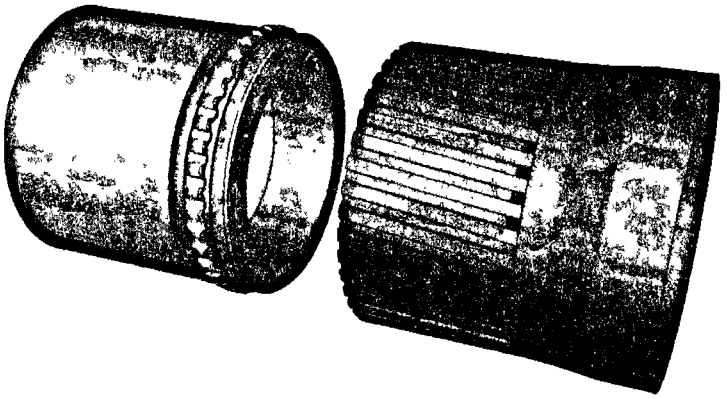


Рис.3.6 Внешний вид поддона и обтюратора после врезания обтюратора в нарезную часть ствола орудия

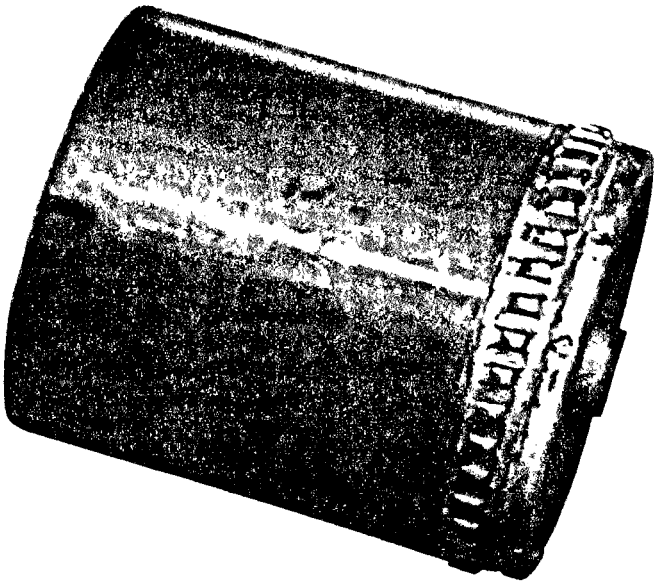


Рис.3.7 Формоизменение обтюратора, полученное в результате эксперимента

Важным результатом компьютерного моделирования является тот факт, что в результате проведенных расчетов определяется напряженно-деформированное состояние всей системы «ствол-ракета», на основании которого можно сделать заключение о прочности конструкции.

Анимированный процесс движения ракеты в канале ствола, развитие деформаций и напряжений в конструкции позволяют лучше понять особенности функционирования, как всей ракеты, так и ее отдельных частей.

3.2. Определение нагрузок в автономном полете

Нагрузки, действующие на элементы ракеты непосредственно после вылета со ствола

После выхода ракеты из ствола и включении маршевого двигателя на ракету начинают действовать воздушные и инерционные нагрузки, а также сила тяги маршевого двигателя, из которых наиболее критичными до момента начала работы системы управления будут нагрузки, действующие на несущие и управляющие поверхности в момент их раскрытия.

Продольные перегрузки при включения маршевого двигателя на траектории значительно меньше перегрузок при старте ракеты и они могут не учитываться при расчетах на прочность.

Моделирование процесса раскрытия аэродинамических поверхностей под действием механизма раскрытия и набегающего воздушного потока, их фиксацию и возникающие при этом деформации, напряжения и возмущающие моменты можно осуществить в рамках описанного выше алгоритма определения параметров движения ракеты в канале ствола и ее напряженно-деформированного состояния. Существующие современные расчетные комплексы позволяют решать такие связанные задачи механики деформированного твердого тела и гидрогазодинамики.

На рис. 3.9 приведена конечно-элементная модель крыла ракеты в корпусе, используемая для определения динамических нагрузок на консоль крыла и оси вращения в процессе раскрытия и фиксации крыла.

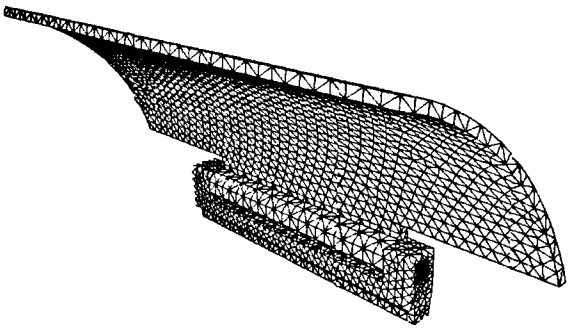


Рис. 3.9 Конечно-элементная модель консоли крыла и узла крепления консоли

Аэродинамические нагрузки на элементы ракеты

Расчет нагрузок, действующих на ракету в автономном полете, проводится в связанной системе координат.

Располагаемая нормальная перегрузка ракеты может быть определена по формуле:

$$n_y^{расп} = \frac{C_n(\alpha_{бал}, \delta_{max})qS}{mg}, \qquad (3.10)$$

где C_n – коэффициент нормальной силы;

$\alpha_{бал}$ - балансировочные углы атаки ракеты;

δ_{max} - максимальный угол отклонения рулей;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор; S - характерная площадь; m - масса ракеты.

Возможен также вариант определения перегрузки ракеты путем статистического моделирования динамики полета с учетом принятого закона наведения и возможных маневров цели.

Полную эксплуатационную перегрузку n_y можно определить как сумму располагаемой перегрузки

$n_y^{расп}$ и некоторой добавки, обусловленной порывом ветра $\Delta n_y^{ветр}$, динамическим забросом перегрузки $\Delta n_y^{забр}$ и ошибкой управления $\Delta n_y^{упр}$:

$$n_y = n_y^{расп} + \Delta n_y^{ветр} + \Delta n_y^{забр} + \Delta n_y^{упр}. \quad (3.11)$$

Нагрузка на крыло с подфюзеляжной частью:

$$Y_{кр} = n_y mg - Y_{из.ф.} 0.707, \quad (3.12)$$

где $Y_{из.ф.} = C_{y_{из.ф.}} qS$ - нагрузка на изолированный корпус ракеты; $C_{y_{из.ф.}}$ - коэффициент подъемной силы изолированного фюзеляжа.

Тогда на две консоли крыла будет действовать сила

$$Y_{2конс} = (n_y mg - Y_{из.ф.} 0.707)(1-\sigma), \quad (3.13)$$

где σ - коэффициент, учитывающий подъемную силу, индуцированную на корпусе крылом ракеты.

Нагрузка на одну консоль крыла с учетом коэффициента несимметричного нагружения консолей крыла K (схема $\mathcal{X}$)

$$Y_{конс} = (n_y mg - Y_{из.ф.} 0.707)(1-\sigma)(1-K). \quad (3.14)$$

В случае симметричного нагружения для консоли крыла (схема +):

$$Y_{конс} = 0.5 Y_{2конс}.$$

Нагрузка на консоли рулей зависит от аэродинамических коэффициентов, углов атаки и отклонения рулей. Обычно расчет аэродинамических нагрузок на

рули проводится для максимального угла отклонения рулей.

В конечном итоге интегральное значение аэродинамической силы, действующей на одну консоль руля с учетом несимметрии нагружения, может быть определено по формуле:

$$Y_p = \left[C_{r_p(\alpha)} k_\alpha + \Delta C_{n_p(\delta)} k_\delta\right] qS, \qquad (3.15)$$

где $C_{n_p(\alpha)}$ - коэффициент подъемной силы рулей, а $\Delta C_{n_p(\delta)}$ - добавка, вызванная отклонением руля на угол δ; k_α и k_δ - коэффициенты несимметрии потока, вызванные влиянием углов α и δ.

При вычислении аэродинамической нагрузки на корпус ракеты учитывают нагрузку на носовую и цилиндрическую части корпуса, свободную от несущих поверхностей, подкрыльевую и подрулевую части корпуса.

Вычисленные интегральные значения аэродинамических сил, действующих на корпус ракеты, консоли крыла и рулей, следует распределить по поверхностях элементов планера ракеты для дальнейшего применения в расчетах на прочность. Например, для консолей крыла и рулей такое распределение производят по размаху консоли, используя различные законы распределения [48].

В последнее время для определения нагрузок на ракету и элементы ее планера применяют численные методы на основе прямого компьютерного решения полной системы уравнений Навье-Стокса.

Основные методы решения - метод конечных разностей, метод конечных объемов и метод конечных элементов. В промышленных CFD-программах

(Computational Fluid Dynamics) наиболее часто используется метод конечных объемов.

При решении задачи обтекания ракеты набегающим воздушным потоком методами компьютерного моделировании должны быть выполнены следующие операции:

- создана геометрическая трехмерная модель ракеты и задана область расчета;
- выбрана или задана математическая модель течения;
- проведена генерация сетки конечных объемов (элементов);
- заданы граничные условия на омываемых поверхностях ракеты и условия на внешних границах расчетной области;
- заданы параметры принятого метода расчета и физические параметры задачи;
- выполнен расчет и проведен анализ результатов.

Компоновка ствольной управляемой ракеты 4

4.1. Определение проектных параметров составных частей ракеты

При проектировании ракет выбор проектных параметров зависит от типа ракеты и тактико-технических требований к ней.

Основными исходными данными для проектирования ствольных управляемых ракет являются:

- калибр ракеты;
- масса полезного груза (боевой части);
- максимальная скорость;
- максимальная дальность полета;
- требования по маневренности.

В начале проектирования некоторыми величинами обычно задаются на основе статистических данных. Задаются, как правило, значениями коэффициента весовой отдачи, относительных характеристик двигательной установки, тяговооруженности, значением перегрузок при старте и в автономном полете.

Кроме этого значения стартовой, средней, и конечной скоростей, а также времени полета также могут быть заданы в начале проектирования ракеты.

Массу ракеты, в первом приближении, можно определить при помощи коэффициента весовой отдачи. В первом приближении масса ракеты определяется из выражения:

$$m_0 = \frac{m_{б.ч.}}{K_{в.о.}},$$

где m_0 - стартовая масса ракеты; $m_{б.ч.}$ - масса боевой части; $K_{в.о.}$ - коэффициент весовой отдачи.

Согласно статистике среднее значение $K_{в.о.}$ для ракеты [17], составляет 0,2 - 0,3.

Масса боевой части $m_{б.ч.}$ на первом этапе разработки компоновки ракеты задается на основе статистических данных, исходя из требований боевой эффективности.

Масса и объем кумулятивной боевой части могут быть определены из соотношений:

$$m_{б.ч.} = m_{в.в.} + m_м;\ m_{в.в.} = \frac{m_{в.в.}}{d_0^3};\quad \alpha_\delta = \frac{m_{в.в.}}{m_{б.ч.}} 100;$$

$$W_{б.ч.} = \frac{m_{в.в.}}{\rho_{в.в.}} + \frac{m_М}{\rho_М},$$

где $m_{б.ч.}$ - масса боевой части; $m_М$ - масса материала конструкции; $m_{в.в.}$ - масса взрывчатого вещества (ВВ); $m_{в.в.}$ - относительная масса ВВ; d_0 – диаметр основания кумулятивной воронки; α_δ – коэффициент наполнения; $W_{б.ч.}$ - объем боевой части; $\rho_{в.в.}$ – плотность ВВ; $\rho_М$ – плотность материала конструкции.

В соответствии со статистическими данными:

$$m_{в.в.} = 0{,}15 \div 0{,}25 \text{ кг/дм}^3;\ \alpha = 40 \div 60\%.$$

Чтобы определить основные размеры ракеты, необходимо задаться диаметром корпуса и установить среднее значение коэффициента конструктивной плотности. Под коэффициентом конструктивной плотности понимают массу, отнесенную к объему элемента ракеты:

$$\varphi_i = \frac{m_i}{W_i},$$

где φ_i - коэффициент конструктивной плотности i-го элемента ракеты; m_i - масса i-го элемента ракеты; W_i - объем i-го элемента ракеты.

Среднее значение коэффициента конструктивной плотности ракеты:

$$\varphi = \frac{1}{\sum_{i=1}^{n} \frac{m_i}{\varphi_i}}.$$

Потребный объем корпуса:

$$W = \frac{m_0}{\varphi}. \qquad (4.1)$$

Выразим зависимость для объема корпуса ракеты через его диаметр и длину:

$$W = \frac{\pi D^2}{4} l_{\text{корп}}, \qquad (4.2)$$

где D – диаметр корпуса ракеты; $l_{\text{корп}}$ - длина корпуса ракеты.

Диаметр корпуса ракеты определяется калибром ствольной системы, из которой производится ее

старт. При заданном диаметре корпуса можно определить длину корпуса ракеты из выражения:

$$l_{\text{корп}} = \frac{4W}{\pi D^2}.$$

Площадь крыла выбирается по среднему значению коэффициента подъемной силы $C_y \approx 0{,}2$, для которого по статистическим данным площадь крыла

$$S_{кр} = (5 \div 7)\, 10^{-4}\ m_0.$$

Для расчета проектных параметров ракеты в первом приближении принимаем, что площадь оперения составляет (25÷30)% от площади крыла.

Определение параметров двигательной установки.

При проектировании ракеты значение тягово-оруженности, которое определяется заданной дальностью, позволяет найти потребные тяговые характеристики двигательной установки.

Учитывая, что начальная скорость ствольной управляемой ракеты обеспечивается метательным устройством и достигает значений 300-500 м/с, маршевый двигатель ракеты должен обеспечивать поддержание требуемой скорости на траектории полета.

В целях уменьшения массы двигательной установки целесообразно тягу двигателя иметь близкой к постоянной. При этом масса топлива двигательной установки определяется дальностью полета и средней скоростью ракеты.

В качестве двигательной установки ствольных управляемых ракет используется ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ), который отличается от других

типов двигательных установок более простой и надежной конструкцией.

Основными характеристиками маршевого двигателя, влияющими на обеспечение выполнения полетного задания ракеты, являются его энергетические и массо-габаритные характеристики, которые зависят от максимального давления в камере сгорания, единичного импульса топлива и температуры окружающей среды.

При движении ракеты в канале ствола сопла двигателя закрываются поддоном или обтюратором для того, чтобы исключить перетекание пороховых газов из заснарядного пространства в камеру двигателя и тем самым избежать его включения в канале ствола.

Максимальное рабочее давление в камере сгорания [39]:

$$p_{0_{max}} = \frac{3}{2}\frac{p_{ст.max}\varepsilon^2}{2\varepsilon^2+1}\sqrt{\xi^2+12\mathrm{tg}^2\beta\frac{\varepsilon^2-1}{\varepsilon^2+1}},$$

где $p_{ст.max}$ - максимальное рабочее давление в канале ствола; ε - отношение наружного и внутреннего диаметров обечайки камеры сгорания двигателя; ξ - коэффициент распределения масс в ракете; β - угол наклона нарезов канала ствола.

Тягу двигателя выбирают постоянной из условия:

$$P = \alpha_3(X + mg\sin\theta),$$

где P - тяга двигателя; α_3 - коэффициент стабилизации скорости ракеты на активном участке траектории; X - сила лобового сопротивления; m - текущая масса ракеты; θ - угол наклона вектора скорости к горизонту.

При $\alpha_3=1$ тяга двигателя равна суммарной силе сопротивления движению ракеты. В этом случае, скорость ракеты практически сохраняется постоянной. При $\alpha_3<1$ скорость ракеты уменьшается, а при $\alpha_3>1$ - увеличивается. В обоих этих случаях скорость ракеты будет приближаться к ее предельному значению, определенному при условии, что ускорение постоянное

$$V_\infty = \sqrt{2\frac{P - mg\sin\theta}{C_x \rho F_{м.}}},$$

где C_x - коэффициент лобового сопротивления; ρ - плотность атмосферы; $F_м$ - площадь миделя ракеты.

Для постоянного значения тяги массовый расход топлива

$$m_т = \frac{P}{j_1 g},$$

где j_1 – удельный импульс двигателя.

Для единичного импульса двигателя на баллиститном топливе справедлива формула [34]

$$j_1 = j_\infty\left(K_a - \frac{F_a p_h}{P_\infty}\right), \qquad (4.3)$$

где $j_\infty = \sqrt{\frac{2}{g}\chi A Q_{ж.}}$ и $P_\infty = m_c j_\infty g$ - соответственно удельный импульс и тяга двигателя с полубесконечным соплом в пустоте; A - механический эквивалент теплоты; $Q_{ж}$ - калорийность топлива; m_c – секундный массовый расход топлива; χ - коэффициент тепловых

потерь; $\overline{K}_a = \dfrac{K_a}{K_\infty}$ - относительный коэффициент реактивности сопла; K_a - фактический коэффициент реактивности сопла;

$K_\infty = \dfrac{k}{k^2 - 1}$ - коэффициент реактивности полубесконечного сопла; k - показатель адиабаты; F_a - площадь поперечного сечения выходной части сопла; p_h - давление на высоте h.

Величина K_a с учетом диссипативных сил и радиальной составляющей потока газов в диффузоре сопла, как показано в работе [39], определяется по формуле:

$$K_a = \chi_1 \left[1 + \chi_2 (K_{a\text{и.}} - 1)\right],$$

где χ_1=0,98; $\chi_2 = \dfrac{\text{Insec}^2\theta_1}{\text{tg}^2\theta_1}$; θ_1 - угол раструба конического диффузора сопла.

Коэффициент реактивности $K_{a_и}$ идеального сопла (χ_1=χ_2=1) [39]:

$$K_{a_и} = \frac{\lambda_{a_и} + \lambda^{-1}_{a_и}}{2},$$

где $\lambda_{a_и} = \dfrac{V_{a_и}}{a_{зв.}}$ -коэффициент скорости продуктов сгорания в выходном сечении идеального сопла;
$V_{a_и}$ - скорость потока газа в выходном сечении сопла;
$a_{зв.}$ - скорость звука в выходном сечении сопла.

Величина $\lambda_{a_и}$ определяется в соответствии с теорией течения газов в идеальном сверхзвуковом сопле, из математической зависимости скорости движения газов от площадей сечения выходной части и критического сечения сопла:

$$\frac{F_a}{F_{кр.}} = \frac{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}{\lambda_{a_и}\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda_{a_и}^2\right)^{\frac{1}{k-1}}},$$

где F_a - площадь сечения выходной части сопла; $F_{кр.}$ - площадь критического сечения сопла.

Когда величина K_a задана, удобнее пользоваться формулами:

$$K_{a_и} = (1{,}02K_a - 1)\chi_2^{-1} + 1 \quad ;$$

$$\lambda_{a_и} = K_{a_и} + \sqrt{K_{a_и}^2 - 1};$$

$$\frac{F_a}{F_{кр.}} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{\left[k-(k-1)K_{a_и}\left(K_{a_и}+\sqrt{K_{a_и}^2-1}\right)\right]^{-\frac{1}{k-1}}}{K_{a_и}+\sqrt{K_{a_и}^2-1}}.$$

Площадь критического сечения сопла для заданного расхода продуктов сгорания

$$F_{кр.} = \frac{m_{р.} g\sqrt{RT_\infty}}{A_1 p_\infty},$$

где $m_р$ - секундный расход продуктов сгорания через сопло; R - газовая постоянная продуктов сгорания; T_∞ - температура продуктов сгорания в камере сгорания двигателя с полубесконечным соплом; A_1 - коэффициент расхода; p_∞ - давление продуктов сгорания в камере сгорания двигателя с полубесконечным соплом.

Коэффициент расхода

$$A_1 = \sqrt{kg\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}.$$

Рабочее давление в камере сгорания двигателя с полубесконечным соплом определяется из условия:

$$p_\infty \geq p_h\left(1-\frac{k-1}{k+1}\lambda_{a_и}^2\right)^{-\frac{k}{k-1}}. \qquad (4.4)$$

Если условие (4.4) представлено в виде равенства, то имеем расчетный режим сопла ($p_a = p_h$, где p_a – давление на срезе сопла). Если (4.4) представляет собой строгое неравенство $p_a > p_h$, то имеем нерасчетный режим, при котором сопло работает с недорасширением.

При истечении газов из сверхзвукового сопла справедлива зависимость

$$p_0 = p\left(1+\frac{k-1}{2}\lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \qquad (4.5)$$

где p_0 - давление в камере сгорания; p - давление в любой части сопла; λ - коэффициент скорости продуктов сгорания в любой части сопла.

В соответствии с выражениями (4.3) и (4.5) для расчетного режима работы сопла удельный импульс двигателя и скорость газа в выходном сечении сопла в зависимости от давления в камере сгорания выражаются соотношениями:

$$j_1 = j_\infty \sqrt{1-\left(\frac{p_h}{p_\infty}\right)^{\frac{k-1}{k}}};$$

$$\lambda_{a_и} = \lambda_\infty \left(1 - \left(\frac{p_h}{p_\infty}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right),$$

где λ_∞ – коэффициент скорости продуктов сгорания в двигателе с полубесконечным соплом в пустоте.

В инженерной практике для определения калорийности баллиститных порохов можно пользоваться формулой

$$AQ_{ж.} = \frac{f_1}{k-1},$$

где f_1 - сила пороха.

Калорийность и сила пороха для многих его марок считаются известными и проверенные длительной практикой баллистического проектирования артиллерийских орудий.

Связь между давлением p_∞, температурой T_∞ и площадью критического сечения сопла $F_{кр.}$ при заданном законе горения топлива $u(p)$ может быть определена из термодинамического расчета двигателя.

Характерные параметры топлива и двигателя ($u(p), Q_ж, p_\infty, T_\infty, F_{кр.}$) связаны уравнениями [39]:

- сохранения энергии

$$m_{п.} AQ_{ж.} = m_{р.} c_p T + \alpha_{т.} F_{к.с.} (T - T_{ст.}) + \frac{d}{dt}(m_{г.} c_W T) + p\frac{dW}{dt}, \quad (4.6)$$

где c_p - весовая теплоемкость продуктов сгорания при постоянном давлении; c_W - весовая теплоемкость продуктов сгорания при постоянном объеме; T - температура продуктов сгорания в камере сгорания; $\alpha_{т.}$ - коэффициент теплоотдачи; $F_{к.с.}$ - пло-

щадь внутренней поверхности камеры сгорания; $T_{ст.}$ - температура внутренней стенки камеры сгорания; $m_г$ - масса продуктов сгорания, находящихся в свободном объеме камеры сгорания в произвольный момент времени t; p - давление продуктов сгорания в свободном объеме; W - свободный объем камеры сгорания;

- сохранения вещества

$$m_{п.} - m_{р.} = \frac{dm_{г.}}{dt} \quad . \tag{4.7}$$

Для совместного решения уравнений (4.6) и (4.7) необходимо добавить еще три уравнения:

уравнение изменения скорости свободного объема камеры сгорания

$$\frac{dW}{dt} = S_{з.} u, \tag{4.8}$$

где $S_з$ - поверхность горения топлива; u - скорость горения топлива;

уравнение состояния продуктов горения в камере сгорания двигателя

$$pW = m_{г.} RT; \tag{4.9}$$

уравнение $u(p)$ квазистационарной скорости горения топлива

$$u(p) = \begin{cases} u_1 p^{\nu} & \text{при} \quad 0 < p \le 200\,кгс/см^2; \\ a + bp & \text{при} \quad 200 < p \le 800\,кгс/см^2; \\ u_1 p & \text{при} \quad p > 800\,кгс/см^2, \end{cases}$$

где ν, a, b, u_1 – константы, зависящие от характеристик топлива.

Ограничимся выводом расчетных соотношений для предельных значений параметров p_∞, T_∞ и u_∞, соответствующих стабильной работе РДТТ.

Если положить, что

$$\alpha_{т_\infty} = \sigma_т \rho_\infty;\ m_{т_\infty} = \rho_т u_\infty S_з;\ m_{р_\infty} = A_1 F_{кр.} \frac{p_\infty}{\sqrt{RT_\infty}},$$

где $\alpha_{т_\infty}$ – коэффициент теплоотдачи в двигателе с полубесконечным соплом в пустоте; $\sigma_т$ - постоянная коэффициента теплоотдачи; ρ_∞ - плотность продуктов сгорания в двигателе с полубесконечным соплом в пустоте; $m_{т_\infty}$ – массовый расход топлива в двигателе с полубесконечным соплом в пустоте; $\rho_т$ – плотность топлива; u_∞ – скорость горения топлива при давлении p_∞; $m_{р_\infty}$ – секундный расход продуктов сгорания через сопло в двигателе с полубесконечным соплом в пустоте, то уравнения (4.6) и (4.7) приводятся к виду:

$$(k-1)\rho_{т.} u_\infty S_{з.} A Q_{ж.} = k(\rho_{т.} u_\infty S_{з.} - \rho_\infty u_\infty S_{з.} m_p) RT_\infty +$$
$$+ (k-1) A_1 \sigma_{т.} \nu_1 F_{к.с.} \frac{p_\infty}{R} + k p_\infty S_{з.} u_\infty; \qquad (4.10)$$

$$\rho_{т.} u_\infty S_{з.} - A_1 F_{кр.} \frac{p_\infty}{\sqrt{RT_\infty}} = \rho_\infty S_{з.} u_\infty;\quad \rho_\infty = \frac{p_\infty}{RT_\infty}; \qquad (4.11)$$

$$\nu_1 = 1 - \frac{T_{ст.}}{T_\infty},$$

где ν_1 – относительный перепад температур стенки камеры сгорания и продуктов сгорания.

Для заданного предельного давления получаем расчетные соотношения:

$$\left.\begin{aligned} F_{кр.} &= \frac{S_{з.}(\rho_{т.} - \rho_\infty)\sqrt{RT_\infty}}{A_1} \frac{u_\infty}{p_\infty}; \\ RT_\infty &= \frac{k-1}{k} A Q_{ж.} \left(1 - \frac{\nu_1 \sigma_{т.} F_{к.с.} p_\infty}{R Q_{ж.} S_{з.} u_\infty \rho_{т.}}\right). \end{aligned}\right\}, \qquad (4.12)$$

Поверхность горения заряда определяется по формуле:

$$S_з = \frac{p_\infty}{j_1(\rho_т - \rho_\infty)u_\infty}.$$

Масса двигательной установки (ДУ) ракеты состоит из массы камеры сгорания, топлива, соплового блока и воспламенителя

$$m_{д.у.} = m_{к.с.} + m_т + m_с + m_в,$$

$m_{к.с.}$ - масса камеры сгорания ДУ; $m_т$ - масса топлива ДУ; $m_с$ - масса сопла ДУ; $m_в$ - масса воспламенителя.

Масса камеры сгорания определяется толщиной стенки, которая зависит от максимального рабочего давления, а также ее длинной и внутренним диаметром

$$m_{к.с.} = m_{об.} + m_{дн.} = \pi D_{к.с.}^2 \lambda_{к.с.} \delta_{об.} \rho_{об.} + \psi \frac{\pi D_{к.с.}^2}{4} \delta_{дн.} \rho_{дн.},$$

где $m_{об.}$ - масса цилиндрической обечайки камеры сгорания ДУ; $m_{дн.}$ - масса двух днищ камеры сгорания ДУ; $D_{к.с.}$ - внутренний диаметр камеры сгорания ДУ; $\lambda_{к.с.}$ - удлинение камеры сгорания ДУ; $\delta_{об.}$ - толщина цилиндрической обечайки камеры сгорания ДУ; $\rho_{об.}$ - плотность материала цилиндрической обечайки камеры сгорания ДУ; ψ - коэффициент, учитывающий выпуклость днищ (для эллиптической формы ψ=1,6); $\delta_{дн.}$ - толщина днищ камеры сгорания ДУ; $\rho_{дн.}$ - плотность материала днищ камеры сгорания ДУ.

Для определения конструктивных параметров ДУ в первом приближении можно принять, что толщина и материал цилиндрической обечайки и двух днищ камеры сгорания одинаковые. В этом случае толщину корпуса камеры сгорания определим из условия прочности:

$$\delta_{об.}=\delta_{дн.}\geq \frac{p_{расч.}D}{2(p_{расч.}+\frac{1}{n_b}\sigma_b)}. \qquad (4.13)$$

где $p_{расч.}$ - расчетное давление в камере сгорания ДУ; D - наружный диаметр корпуса ДУ; n_b - коэффициент запаса по пределу прочности материала корпуса камеры сгорания ДУ; σ_b - предел прочности материала корпуса камеры сгорания ДУ.

Расчетное давление $p_{расч.}$, входящее в формулу (4.13),

$$p_{расч.}=k_1k_2p^{max}_{+t^o_{max}},$$

где k_1, k_2 - коэффициенты, учитывающие регламентированные допуски на разброс давления для топлива разных партий и выброс давления при воспламенении заряда; $p^{max}_{+t^o_{max}}$ - максимальное давление в камере сгорания, рассчитанное по уравнению баланса для крайней положительной температуры из заданного температурного интервала.

Масса топлива на этапе определения предварительного облика ракеты может быть определена из выражения:

$$m_т=\frac{\pi D^2_{к.с.}}{4}\lambda_{к.с.}D\Delta_{ср.}\rho_т,$$

где $\lambda_{к.с.}$ - удлинение камеры сгорания ДУ; D - наружный диаметр корпуса ДУ; $\Delta_{ср.}$ - коэффициент заполнения топливом камеры сгорания ДУ; $\rho_т$ - плотность топлива ДУ.

Как показано в работе [2], масса сопла ДУ пропорциональна суммарному импульсу силы тяги ДУ:

$$m_с=k_сI,$$

где k_c - коэффициент пропорциональности (на основании анализа существующих конструкций $k_{c.} \approx 2{,}5 \cdot 10^{-4}$); I - суммарный импульс силы тяги ДУ.

Масса воспламенителя в первом приближении определяется условием надежного воспламенения основного заряда топлива, которое заключается в том, чтобы на каждый литр свободного объема камеры сгорания приходилось 1,5÷2 г воспламенителя:

$$m_{в.} = (1{,}5 \div 2) W_{св.}, \qquad (4.14)$$

где $W_{св.}$ - свободный объем камеры сгорания ДУ.

Свободный объем камеры сгорания можно определить из выражения:

$$W_{св.} \approx 1{,}15 \left(\frac{\pi D_{к.с.}^2}{4} - S_{торц.} \right) l_{з.}, \qquad (4.15)$$

где 1,15 – коэффициент, учитывающий наличие в ДУ задиафрагменного объема и свободного пространства у переднего днища камеры сгорания ДУ; $D_{к.с.}$ - внутренний диаметр камеры сгорания ДУ; $S_{торц.}$ - площадь торцевой поверхности заряда топлива ДУ; $l_з$ - длина заряда топлива ДУ.

Таким образом, для проведения проектировочного расчета ДУ на этапе определения предварительного облика ракеты и выбора проектных параметров ее ДУ используется приведенная методика, позволяющая определить:

- максимальное давление в камере сгорания двигателя;
- секундный массовый расход топлива, рабочее давление в камере сгорания, площади сечения выходной части и критического сечения сопла,

а также площадь поверхности горения заряда топлива;

- массу конструкции камеры сгорания и сопла ДУ.

Определение конструктивных параметров ДУ, а также ее уточненных энергетических характеристик осуществляется в результате проведения проверочного расчета на этапе разработки конструкции ДУ.

Выбор типа рулевого привода и определение его массогабаритных характеристик

Исполнительными органами системы управления ракеты являются рулевые приводы, которые предназначены для перемещения рулей в соответствии с сигналами управления.

Основными критериями при проработке и выборе рулевого привода являются высокие динамические характеристики, минимальное энергопотребление, минимальная масса и габаритные размеры.

Среди существующих типов рулевых приводов, которые можно использовать на ракете наиболее приемлемыми по указанным критериям являются электрический рулевой привод и газовый рулевой привод (с газогенератором и воздушно-динамического типа).

Воздушно-динамический рулевой привод (ВДРП) - это привод, в котором для управления ракетой используется кинетическая энергия воздушного потока. Он не имеет специального бортового источника питания, так как энергоносителем служит воздушный поток, забираемый в зоне повышенного давления и сбрасываемый в зоне низкого давления общего поля, распределенного по корпусу ракеты. Следовательно, при движении, в ВДРП создается необходимое давление для перемещения рулей и тем самым снимается

ограничение на время управляемого участка полета существующее при наличии бортового источника питания с конечным временем функционирования.

В зависимости от конструктивной схемы ВДРП подразделяются на приводы открытого, полуоткрытого и закрытого типов.

Однако использование ВДРП приводит к ухудшению условий обтекания за счет наличия возбухозаборного устройства и увеличению на 10-15% аэродинамического сопротивления ракеты. Кроме этого, динамические характеристики такого привода сильно зависят от скоростного напора, в следствие чего на конечном участке траектории при подлете к цели ухудшаются маневренные характеристики ракеты.

Одним из основных недостатков такого типа привода является резкое уменьшение надежности при полете на низких высотах в условиях запыленности, характерных при ведении реального боя.

Анализ тенденций развития рулевых приводов показывает, что наиболее прогрессивными для применения в ракетах малой и средней дальности являются электрические рулевые приводы. Однако до настоящего времени широкое применение электрического следящего привода рулей сдерживалось отсутствием электродвигателей, имеющих высокие динамические характеристики, и большим энергопотреблением, обусловленным потерями энергии на реверсирование роторов исполнительного двигателя электропривода. В последнее время разработаны высокодинамичные электродвигатели, на основе которых создан целый ряд специальных рулевых приводов. Кроме того, разработаны технические решения, позволяющие значительно уменьшить энергопотребление таких приводов.

Исходя из этого, в качестве рулевого привода ракеты целесообразно использовать электрический привод на основе безколекторного реверсивного электродвигателя постоянного тока с использованием резонансного способа управления [35].

Предлагаемый способ управления ракетой основан на использовании эффекта инерционно-нагрузочного резонанса.

В следящем приводе имеется энергетический канал и канал управления.

Элементами энергетического канала являются: источник питания, электродвигатель, редуктор и выходное звено с потенциометром обратной связи.

Одной из основных задач, связанной с проектированием привода, является определение потребной механической мощности привода, которая зависит от действующих на него нагрузок.

Механическая мощность привода расходуется на преодоление шарнирной нагрузки руля, инерционной нагрузки якоря двигателя, редуктора и выходного звена, момента трения, вызванного в основном действием перерезывающей аэродинамической силы руля на выходной вал привода.

Основной нагрузкой для рулевых приводов является шарнирный момент. Поэтому выбор типа привода, расчет его характеристик возможны только после определения шарнирных моментов.

Выражение для полного шарнирного момента $M_{ш.}$, возникающего на рулях ракеты, можно представить в виде:

$$M_{ш.} = (m^{\delta}_{ш.\delta}\delta + m^{\alpha}_{ш.\alpha}\alpha)qS_{р.}b_{р.} \quad , \qquad (4.16)$$

где $m^{\delta}_{ш.\delta}$ - коэффициент шарнирного момента,

возникающего при повороте руля относительно оси вращения на угол δ; $m_{ш.\alpha}^{\alpha}$ - коэффициент шарнирного момента, возникающего при повороте руля вместе с ракетой на угол атаки α; q – скоростной напор; $S_{p.}$ - площадь руля; $b_{p.}$ – средняя аэродинамическая хорда руля.

Формула (4.16) используется при исследования динамических и статических характеристик привода рулей.

Главными требованиями для проектированиях рулевого привода при заданных шарнирных моментах являются минимальные габаритные размеры и масса рулевого привода с источником питания, а также обеспечения заданной угловой скорости выходного звена.

При определении массы рулевого привода с источником питания на начальном этапе проектирования ракеты следует руководствоваться статистическими материалами. Так, например, для ракеты данного класса с электрическим рулевым приводом масса рулевого привода с источником питания равна:

$$m_{\text{р.п.}} = \frac{W_{\max}}{W_{p.n.}},$$

где $W_{\max} = \frac{M_{ш\max}\dot{\delta}_{xx}}{4}$ - максимальная потребная мощность рулевого привода.

Здесь $M_{ш\max}$ – максимальное значение шарнирного момента; δ_{xx} – угловая скорость холостого хода рулевого привода (при $M_{ш\max}$=0).

$$W_{\text{р.п.}} = \frac{W_{\max}}{m_{\text{р.п.}}}$$ - удельная мощность электрического рулевого привода с источника питания, $\overline{W}_{\text{р.п.}} \approx 50 \div 80$.

4.2. Разработка компоновочной схемы ствольной управляемой ракеты

При разработке компоновки ракеты следует обосновать выбор аэродинамической схемы, от которой зависят как летные качества, так и надежная и эффективная работа боевой части, маршевого двигателя и аппаратуры системы управления.

Рассмотрим два варианта аэродинамической схемы, которые наиболее часто используются в компоновке ракеты данного класса: схема «утка» (рис.4.1 а) и «нормальная» схема (рис.4.1 б).

В обеих рассматриваемых схемах ракета имеет цилиндрический корпус с конусной носовой частью, раскрывающиеся в полете крылья и рули, площадь и конфигурация которых выбраны исходя из условия обеспечения требуемых характеристик устойчивости и маневренных характеристик.

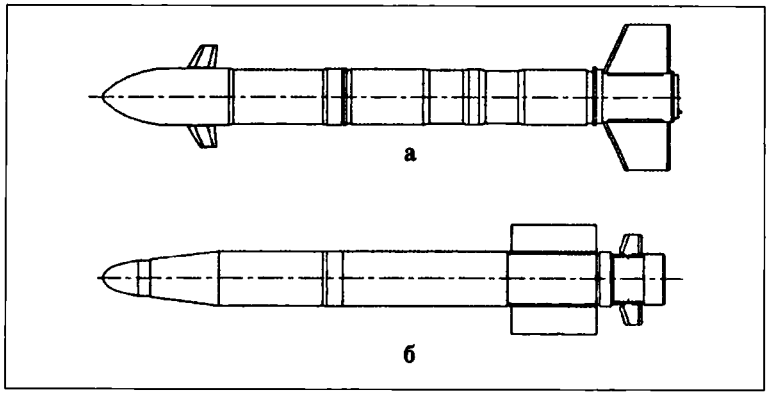


Рис. 4.1 Варианты исполнения аэродинамических схем ракет рассматриваемого класса:
а) ракета, выполненная по схеме «утка»;
б) ракета, выполненная по нормальной схеме

В первой схеме рули расположены в носовой части ракеты и сложены в исходном состоянии.

Во втором варианте рули расположены в хвостовой части ракеты и также сложены в исходном состоянии на наружной поверхности корпуса под поддон.

Соответственно при проработке отсека управления возможны два варианта компоновки:

- с размещением аппаратуры управления в кормовой части, а рулевых приводов в головной части корпуса ракеты (рис.4.2.а);
- с размещением всей аппаратуры управления в кормовой части корпуса ракеты (рис.4.2.б).

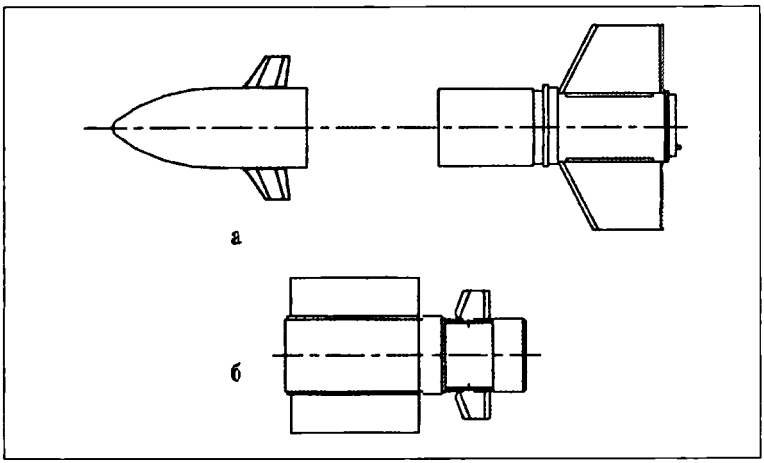


Рис. 4.2 Варианты исполнения отсеков управления ракеты рассматриваемого класса:
а) ракета с отсеком управления в кормовой части и блоком приводов в головной части корпуса;
б) ракета с отсеком управления и блоком приводов в кормовой части корпуса

Рассматриваемые ракеты имеют систему наведения по лазерному лучу.

В связи с тем, что фотоприемное устройство и аппаратура управления при такой системе наведения находится в хвостовой части ракеты, то преимущество с точки зрения удобства компоновки и модульности ее построения имеет вторая схема.

Несущими аэродинамическими поверхностями СУР являются раскрывающиеся в полете консоли крыла трапециевидной формы в плане, создающие совместно с корпусом подъемную силу и стабилизирующие ракету в полете.

Управляющими органами ракеты являются две пары раскрывающихся в полете рулей. Рули расположены в бисекторных плоскостях по отношению к крыльям. Противоположно расположенные рули (рули каждого канала управления) связаны между собой валами. Крылья и рули в сложенном положении вписываются в мидель ракеты.

Раскрытие консолей крыла происходит после выхода ракеты из канала ствола, а рули раскрываются после отделения поддона.

Аэродинамическая схема и компоновка ракеты выполнены таким образом, что во всех заданных условиях применения обеспечиваются требуемый запас устойчивости и балансировочные углы, необходимые для получения требуемых поперечных перегрузок при минимальных шарнирных моментах рулей и аэродинамическом сопротивлении.

Консоли крыла, установленные под некоторым углом к продольной оси ракеты, обеспечивают вращение ракеты в полете по крену с частотой от 5 до 15 $с^{-1}$.

Постоянство аэродинамических характеристик на активном и пассивном участках полета обеспечивается выбором конфигурации и места расположе-

ния топливной шашки маршевого двигателя, а также выбором минимально возможных допусков на массо-инерционные и центровочные характеристики составных частей.

Для уменьшения влияния струи маршевого двигателя на фотоприемное устройство маршевый двигатель ракеты выполнен с боковыми переднерасположенными соплами.

Таким образом, при модульном построении конструкции, ракета состоит из отсека боевой части, маршевого двигателя и отсека управления, соединенных между собой.

4.3. Определение массо-инерционных и центровочных характеристик ракеты

Для определения аэродинамических и динамических характеристик ракеты необходимо найти массу и положение центра масс ракеты.

Массу однородного твердого тела обычно считают пропорциональной объему, занимаемому этим телом:

$$m = \rho W ,$$

где m - масса однородного твердого тела; ρ - плотность вещества тела; W – объем тела.

Ракету в целом нельзя считать сплошным однородным твердым телом. Однако к отдельным деталям ракеты такое предположение вполне применимо. Следовательно, чтобы рассчитать массу ракеты, необходимо просуммировать массу всех деталей, входящих в окончательную сборку, причем массы отде-

льных деталей можно определить через их объемы и удельные массы материала.

Зная массу отдельных деталей, найдем общую массу ракеты:

$$m_{\Sigma} = \sum_{i=1}^{n} m_i ,$$

где m_i - масса составных частей ракеты; n - число составных частей ракеты.

Определим координаты центра масс ракеты из системы уравнений:

$$\begin{cases} m_{\Sigma} x_{\text{ц.т.}} = \sum_{i=1}^{n} m_i x_i; \\ m_{\Sigma} y_{\text{ц.т.}} = \sum_{i=1}^{n} m_i y_i; \\ m_{\Sigma} z_{\text{ц.т.}} = \sum_{i=1}^{n} m_i z_i, \end{cases} \qquad (4.17)$$

где $x_{\text{ц.т.}}$, $y_{\text{ц.т.}}$ и $z_{\text{ц.т.}}$ - координаты положения центра масс ракеты; m_i - масса i-го элемента ракеты; x_i, y_i и z_i - координаты положения центра масс i-го элемента ракеты.

В соответствии с системой уравнений (4.17) получим выражения для определения координат положения центра масс ракеты:

$$x_{\text{ц.т.}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i x_i}{m_{\Sigma}}; \quad y_{\text{ц.т.}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i y_i}{m_{\Sigma}}; \quad z_{\text{ц.т.}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i z_i}{m_{\Sigma}}.$$

Поскольку продольная ось является, как правило, осью симметрии ракеты, то ее центр масс расположен на этой оси. Выбрав систему координат

так, чтобы одна из ее осей совпадала с продольной осью ракеты, получим, что для отыскания центра масс ракеты достаточно определить лишь одну координату $x_{\text{ц.т.}}$.

Определяем моменты инерции ракеты:

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^{n}(I_{xx_{0_i}} + m_i r_{x_i}^2); \quad I_{yy} = \sum_{i=1}^{n}(I_{yy_{0_i}} + m_i r_{y_i}^2);$$

$$I_{zz} = \sum_{i=1}^{n}(I_{zz_{0_i}} + m_i r_{z_i}^2), \qquad (4.18)$$

где I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} - моменты инерции ракеты относительно осей выбранной системы координат; $I_{xx_{0_i}}$, $I_{yy_{0_i}}$, $I_{zz_{0_i}}$ - моменты инерции i-го элемента ракеты относительно координатных осей, проходящих через центр тяжести i-го элемента; m_i - масса i-го элемента; r_{x_i}, r_{y_i}, r_{z_i} - расстояние между координатными осями, проходящими через центр масс ракеты и координатными осями, проходящими через центр тяжести i-го элемента.

В предположении, что ракета представляет собой симметричное тело вращения, для которого центр масс находится на продольной оси, то выражения для определения моментов инерции ракеты относительно осей принятой системы координат, с учетом выражений (4.18), примут следующий вид:

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^{n} I_{xx_{0_i}}; \; I_{yy} = I_{zz} = \sum_{i=1}^{n}(I_{yy_{0_i}} + m_i r_{y_i}^2), \qquad (4.19)$$

где r_{y_i} - расстояние между осью $0y'$, проходящую через центр тяжести i-го элемента и осью $0y$, проходящую через центр масс ракеты.

5 Система управления ракетой

5.1. Модель ракеты как объекта управления

При определении требований к параметрам ракеты и элементов, входящих в контур наведения, выборе структуры и алгоритма работы системы управления ракетой в инженерной практике используют методы теории автоматического управления.

Рассмотрим упрощенную схему контура наведения ракеты по лучу квантового оптического генератора (Рис. 5.1).

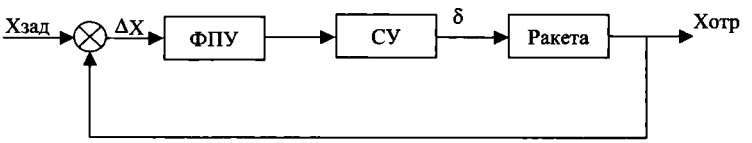


Рис 5.1 Структурная схема контура наведения

Прибор наведения формирует информационное поле, центр которого на программной дальности соот-

ветствует заданной координате полета ракеты Хзад. Фотоприемное устройство (ФПУ), установленное на борту ракеты, измеряет отклонение ракеты от заданной траектории ΔХ и подает его на вход системы управления (СУ), которая формирует управляющие сигналы и с помощью органов управления воздействует на ракету таким образом, чтобы ее стабилизировать на заданной траектории в центре информационного поля.

Таким образом, фотоприемное устройство, система управления, исполнительные органы и ракета образуют замкнутую систему автоматического регулирования, объектом управления которой является ракета.

Очевидно, что для определения требований к параметрам всех элементов, входящих в данный замкнутый контур, и выбора алгоритма работы системы управления необходимо знать динамические характеристики ракеты как объекта управления.

Полет ракет данного класса с достаточной точностью можно рассматривать как движение в пространстве абсолютно жесткого тела переменной массы, имеющего шесть степеней свободы.

Динамические уравнения движения центра масс ракеты относительно скоростной системы координат можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} \dfrac{dV}{dt} = (R_t \cos \alpha_p - Q - mg \sin \Theta)/m; \\ \dfrac{d\Theta}{dt} = (Y_s \cos \gamma_2 - Y_g \sin \gamma_2 - mg \cos \Theta)/mV; \\ \dfrac{d\Psi}{dt} = (Y_s \sin \gamma_2 + Y_g \cos \gamma_2)/-mV \cos \Theta, \end{cases} \quad (5.1)$$

где m – текущая масса ракеты; V – скорость ракеты; R_t – сила тяги маршевого двигателя; α_p – про-

странственный угол атаки ракеты (угол между продольной осью и вектором скорости ракеты); Q – проекция полной аэродинамической силы на вектор скорости ракеты; g – ускорение свободного падения; Θ – угол наклона траектории; γ_2 – угол поворота плоскости пространственного угла атаки относительно скоростной системы координат; Y_s – проекция полной аэродинамической силы на плоскость пространственного угла атаки; Y_g – проекция полной аэродинамической силы на плоскость, перпендикулярную плоскости пространственного угла атаки; Ψ – угол поворота траектории.

Кинематические уравнения движения центра масс ракеты относительно земной системы координат имеют вид:

$$\begin{cases} \dfrac{dx}{dt} = V\cos\Theta\cos\Psi; \\ \dfrac{dy}{dt} = V\sin\Theta; \\ \dfrac{dz}{dt} = -V\cos\Theta\sin\Psi, \end{cases} \qquad (5.2)$$

где x, y, z – координаты центра масс ракеты в земной декартовой системе координат.

Динамические уравнения вращательного движения ракеты относительно связанной системы координат имеют вид:

$$\begin{cases} \dfrac{d\omega_x}{dt} = (Mx - (Jz - Jy)\omega_y\omega_z)/Jx; \\ \dfrac{d\omega_y}{dt} = (My - (Jx - Jz)\omega_x\omega_z)/Jy; \\ \dfrac{d\omega_z}{dt} = (Mz - (Jy - Jx)\omega_y\omega_x)/Jz, \end{cases} \qquad (5.3)$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора угловой скорости ракеты на связанные оси; Mx, My, Mz – проекции моментов всех внешних сил на связанные оси; Jx, Jy, Jz – моменты инерции ракеты относительно связанных осей.

Кинематические уравнения, описывающие вращение ракеты относительно земной системы координат, имеют вид:

$$\begin{cases} \dfrac{d\psi}{dt} = (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)/\cos\vartheta; \\ \dfrac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \\ \dfrac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \sin\vartheta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)/\cos\vartheta, \end{cases} \qquad (5.4)$$

где ψ, ϑ, γ – соответственно угол рыскания, тангажа и крена ракеты.

Геометрические соотношения, описывающие связь между углами $\Psi, \Theta, \gamma_c, \gamma_2$ и углами $\psi, \vartheta, \gamma, \alpha, \beta, \alpha_p, \gamma_p$, имеют вид:

$$\begin{cases} \sin\alpha = \sec\beta(\sin\vartheta\cos(\Psi-\psi) + \sin\gamma\sin(\Psi-\psi))\cos\Theta - \cos\vartheta\cos\gamma\sin\Theta); \\ \sin\beta = (\sin\vartheta\sin\gamma\cos(\Psi-\psi) - \cos\gamma\sin(\Psi-\psi))\cos\Theta - \cos\vartheta\sin\gamma\sin\Theta); \\ \sin\gamma_c = \cos\alpha\cos(\Psi-\psi)\sin\gamma + (\sin\alpha\cos\vartheta - \cos\alpha\sin\vartheta\cos\gamma)\sin(\Psi-\psi); \\ tg\gamma_2 = \dfrac{\sin\alpha\sin\gamma_c - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_c}{\sin\alpha\cos\gamma_c + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_c}; \\ \cos\alpha_p = \cos\alpha\cos\beta; \\ tg\gamma_p = -\dfrac{\sin\beta}{\sin\alpha\cos\beta}. \end{cases} \qquad (5.5)$$

Дифференциальное уравнение, описывающее изменение массы ракеты, имеет вид:

$$\frac{dm}{dt} = -m_c, \qquad (5.6)$$

где m_c – секундный расход топлива.

Для того чтобы данная система уравнений была замкнутой, необходимо задать отклонение органов управления как функцию времени или добавить уравнения, описывающие процессы формирования заданных отклонений этих органов, с учетом соответствующим этим отклонениям изменений аэродинамических сил и моментов.

Решая систему уравнений (5.1) – (5.6) численным интегрированием, можно определить все параметры движения ракеты и производить математическое моделирование как управляемого, так и неуправляемого полета ракеты.

Приведенная математическая модель является сложной системой нелинейных дифференциальных уравнений, что затрудняет анализ ракеты как объекта управления.

Для применения методов теории автоматического управления необходимо описать ракету как динамическое звено, т. е. получить передаточные функции параметров движения ракеты по различным управляющим и возмущающим воздействиям.

Для линеаризации системы уравнений (5.1) – (5.6) применяется метод «замораживания» коэффициентов, что позволяет описать ракету как динамическое звено, имеющее переменные параметры, зависящие от текущих условий полета. Подробно методика линеаризации уравнений движения ракеты приведена в работе [29].

При отклонении органов управления ракета «выходит» на определенный угол атаки, благодаря чему создается нормальное ускорение и изменяется траектория полета.

Определим реакцию нормального ускорения центра масс ракеты на угол отклонения рулей.

Поскольку ракеты данного класса можно рассматривать как осесимметричные, то, без учета силы тяжести, уравнения, описывающие продольное и поперечное движения ракеты, будут подобны. Уравнения, описывающие продольное движение ракеты, после линеаризации и допущений имеют следующий вид:

$$\begin{cases} \dfrac{d^2\vartheta}{dt^2} = (M_z^{\omega_z}\dfrac{d\vartheta}{dt} + M_z^{\alpha}\dfrac{d\alpha}{dt} + M_z^{\alpha}\alpha - M_z^{\delta}\delta)/J_z; \\ \dfrac{d\Theta}{dt} = (C_y^{\delta}\delta + (R + C_y^{\alpha})\alpha)/mV; \\ \alpha = \Theta - \vartheta, \end{cases} \qquad (5.7)$$

где $M_z^{\delta} = m_z^{\delta} S_{хар} L_{хар} \dfrac{\rho V^2}{2}$ – производная момента тангажа по углу отклонения рулей; m_z^{δ} – производная коэффициента момента тангажа по углу отклонения рулей; ρ – плотность воздуха; V – скорость полета ракеты; $S_{хар}$ – характерная площадь; $L_{хар}$ – характерный линейный размер; $M_z^{\omega_z}$ – производная момента тангажа по угловой скорости;

$M_z^{\alpha} = m_z^{\alpha} S_{хар} L_{хар} \dfrac{\rho V^2}{2}$ – производная момента тангажа по углу атаки; m_z^{α} – производная коэффициента момента тангажа по углу атаки;

$M_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} S_{хар} L_{хар} \dfrac{\rho V^2}{2}$ – производная момента тангажа по угловой скорости тангажа;

$m_z^{\omega_z}$ - производная коэффициента момента тангажа по угловой скорости тангажа;

$M_z^{\dot{\alpha}} = m_z^{\dot{\alpha}} S_{хар} L_{хар} \frac{\rho V^2}{2}$ – производная момента тангажа по скорости изменения угла атаки; $m_z^{\dot{\alpha}}$ - производная коэффициента момента тангажа по скорости изменения угла атаки;

$C_y^{\delta} = c_y^{\delta} S_{хар} \frac{\rho V^2}{2}$ – производная подъемной силы по углу отклонения рулей; c_y^{δ} – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения рулей; $C_y^{\alpha} = c_y^{\alpha} S_{хар} \frac{\rho V^2}{2}$ – производная подъемной силы по углу атаки; c_y^{α} – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

Из системы уравнений (5.7) можно получить следующую передаточную функцию, характеризующую реакцию поперечного ускорения ракеты нормальной аэродинамической схемы на отклонение рулей:

$$W_{\delta}^{\ddot{y}} = K \frac{(T_1 P + 1)(T_2 P + 1)}{T_a^2 P^2 + 2\xi T_a P + 1}, \qquad (5.8)$$

где

$$K = V \frac{M_z^{\delta}(R + C_y^{\alpha}) - M_z^{\alpha} C_y^{\delta}}{mV M_z^{\alpha} - M_z^{\omega_z}(R + C_y^{\alpha})};$$

$$T_a = \sqrt{\frac{Jz}{-M_z^{\alpha} - M_z^{\omega_z} \frac{(R + C_y^{\alpha})}{mV}}};$$

$$\xi = \frac{-\frac{M_z^{\omega_z} + M_z^{\dot{\alpha}}}{J_z} + \frac{(R + C_y^{\alpha})}{mV}}{2\sqrt{-\frac{M_z^{\alpha}}{J_z}}};$$

$$T_1 = D + \sqrt{C + D^2};$$

$$T_2 = D - \sqrt{C + D^2};$$

$$D = -\frac{C_y^{\delta}(M_z^{\omega_z} + M_z^{\dot{\alpha}})}{M_z^{\delta}(R + C_y^{\alpha}) - M_z^{\alpha} C_y^{\delta}};$$

$$C = -\frac{C_y^{\delta} J_z}{M_z^{\delta}(R + C_y^{\alpha}) - M_z^{\alpha} C_y^{\delta}}.$$

Поскольку у рассматриваемых ракет постоянные времени T_1 и T_2, как правило, имеют малые значения, передаточная функция нормального ускорения ракеты по углу отклонения рулей в первом приближении описывается колебательным звеном с коэффициентом передачи К, постоянной времени T_a и коэффициентом демпфирования ξ.

Если пренебречь влиянием аэродинамического коэффициента $m_z^{\omega_z}$, то упрощенные выражения для коэффициента передачи по нормальному ускорению и постоянной времени ракеты примут вид:

$$K \approx \frac{\frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}}(R + c_y^{\alpha}\frac{\rho V^2}{2} S_{хар}) - c_y^{\delta}\frac{\rho V^2}{2} S_{хар}}{m}; \quad (5.9)$$

$$T_a \approx \frac{1}{V}\sqrt{\frac{2J_z}{-m_z^{\alpha}\rho S_{хар} L_{хар}}}. \qquad (5.10)$$

Поскольку угол отклонения рулей ракеты не может превышать некоторого максимального значения δ_{max}, максимальное установившееся нормальное ускорение, которое может развить ракета,

$$\ddot{y}_{max} = K\delta_{max},$$

а максимально возможная установившаяся перегрузка, т.е. располагаемая перегрузка

$$n_{y\,расп} = \frac{K\delta_{max}}{g}.$$

Постоянная времени T_a пропорциональна периоду колебаний и обратно пропорциональна их частоте. Собственная частота ракеты

$$\omega_a = \frac{1}{T_a} \text{ или } f_a = \frac{1}{2\pi T_a}. \qquad (5.11)$$

Передаточная функция, характеризующая линейное поперечное перемещение центра масс ракеты в зависимости от угла отклонения рулей, имеет вид

$$W_{\delta}^{y} = K\frac{(T_1 P+1)(T_2 P+1)}{P^2(T_a^2 P^2 + 2\xi T_a P + 1)}. \qquad (5.12)$$

При анализе динамических характеристик используется также передаточная функция угла атаки ракеты по углу отклонения рулей. Из (5.7) получаем:

$$W_{\delta}^{\alpha} = K_{\alpha}\frac{T_3 P+1}{(T_a^2 P^2 + 2\xi T_a P + 1)}, \qquad (5.13)$$

где

$$K_\alpha = \frac{M_z^\delta + M_z^{\omega_z}\dfrac{C_y^\delta}{mV}}{M_z^\alpha + M_z^{\omega_z}\dfrac{(R + C_y^\alpha)}{mV}};$$

$$T_3 = \frac{C_y^\delta J_z}{-M_z^\delta mV - M_z^{\omega_z} C_y^\delta}.$$

Коэффициент передачи K_α характеризует зависимость установившегося угла атаки ракеты от угла отклонения рулей. Пренебрегая влиянием демпфирующего момента, получаем упрощенное выражение для данного параметра:

$$K_\alpha \approx \frac{m_z^\delta}{m_z^\alpha}. \qquad (5.14)$$

Значения параметров, входящих в выражения (5.8) – (5.14), изменяются в зависимости от текущих условий полета ракеты.

Пример логарифмических амплитудно–частотных и фазо–частотных характеристик ракеты как объекта управления, построенных по передаточной функции (5.8) для различных скоростей полета ракеты V_{min}, V_{max}, приведен на рис. 5.2.

Состав и структура системы управления должны обеспечивать стабилизацию ракеты как динамического звена с передаточной функцией (5.8) и переменными параметрами на заданной траектории во всех условиях полета ракеты.

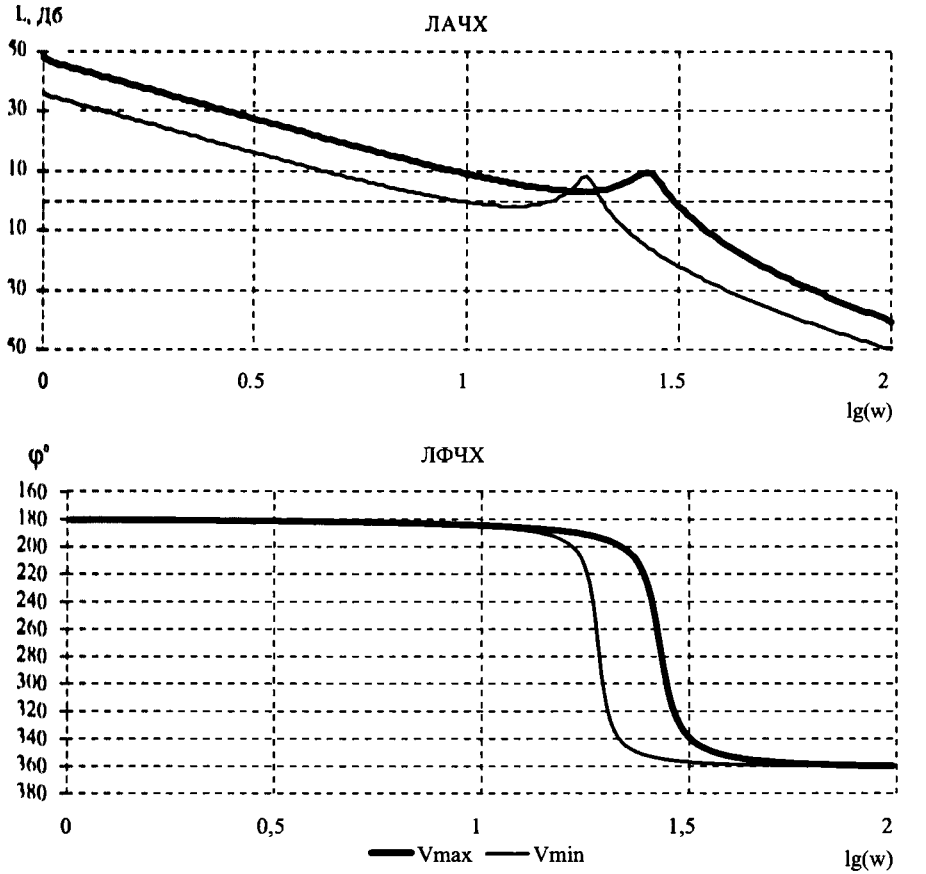


Рис. 5.2 Частотные характеристики ракеты как объекта управления

5.2. Структурная схема и частотные характеристики системы управления

Для обеспечения наведения ствольной ракеты в луче оптического квантового генератора в состав системы управления должны входить:

- оптическое приемное устройство;
- блок выделения координат ракеты относительно центра луча в системе координат пусковой установки;
- блок формирования команд, обеспечивающих стабилизацию ракеты в центре луча.

В состав системы управления могут входить также датчики нормальных перегрузок, угловых скоростей (ускорений) и т.д.;

- гирокоординатор, необходимый либо для стабилизации ракеты по углу крена, либо для преобразования команд из земной в связанную с ракетой системой координат;
- рулевой привод, обеспечивающий создание управляющих сил и моментов в соответствии с поступающими командами при вращении ракеты по крену.

Анализ условий функционирования ствольной ракеты, а также накладываемых на нее массо-габаритных ограничений, показывает, что применение в системе управления ракетой датчиков перегрузок, угловых скоростей или ускорений нецелесообразно, так как влечет за собой значительное удорожание ракеты, снижение ее надежности.

Стабилизация угла крена в полете при заданных габаритных размерах ракеты ведет к значительному усложнению блока рулевых приводов, что также приводит к снижению технико-экономических показателей.

Таким образом, целесообразно рассматривать задачу управления вращающейся по крену ракетой без применения датчиков перегрузок и угловых скоростей, т.е. строить систему управления ракетой на принципе естественного аэродинамического демпфи-

рования, без контура стабилизации ее углового положения. Частота вращения ракеты относительно продольной оси обеспечивается выбором соответствующего угла установки консолей крыла.

Структурная схема системы управления ракетой показана на рис. 5.3.

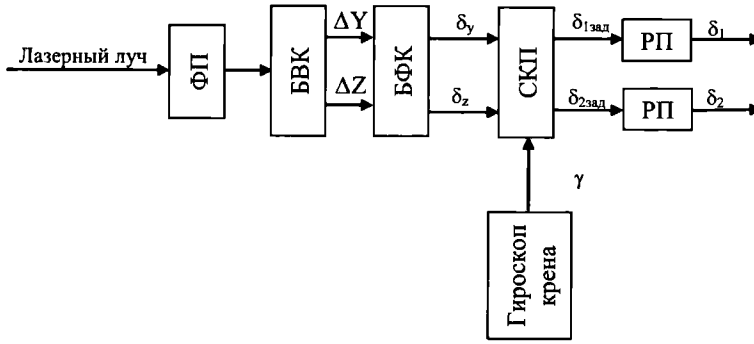


Рис. 5.3 Структурная схема системы управления ракетой

ФП – фотоприемное устройство, БВК – блок выделения координат, БФК – блок формирования команд, СКП – синусно-косинусный преобразователь, РП – рулевой привод

Как показывает анализ коэффициент демпфирования в передаточной функции (5.8) ракет данного класса имеет малые значения. Поэтому, ввиду отсутствия контура стабилизации углового положения, для предотвращения возникновения резонансных явлений и выхода ракеты на недопустимые углы атаки в структуру блока формирования команд вводят фильтр-«пробку», «вырезающую» из управляющего сигнала составляющие, частота которых близка к частоте собственных колебаний ракеты по углу атаки. В качестве фильтра-пробки может быть использовано динамическое звено со следующей передаточной функцией

$$W_{фп} = \frac{T_a^2 P^2 + 2T_a \xi_2 P + 1}{T_a^2 P^2 + 2T_a \xi_1 P + 1}, \text{ тогда, при } \xi_2 = \xi$$

$$W_\delta^y W_{фп} = K \frac{(T_1 P + 1)(T_2 P + 1)}{P^2 (T_a^2 P^2 + 2\xi_1 T_a P + 1)}.$$

На рис. 5.4 показано влияние фильтра-«пробки» на амплитудно и фазо-частотные характеристики ракеты при $\xi_1 = 0.5$.

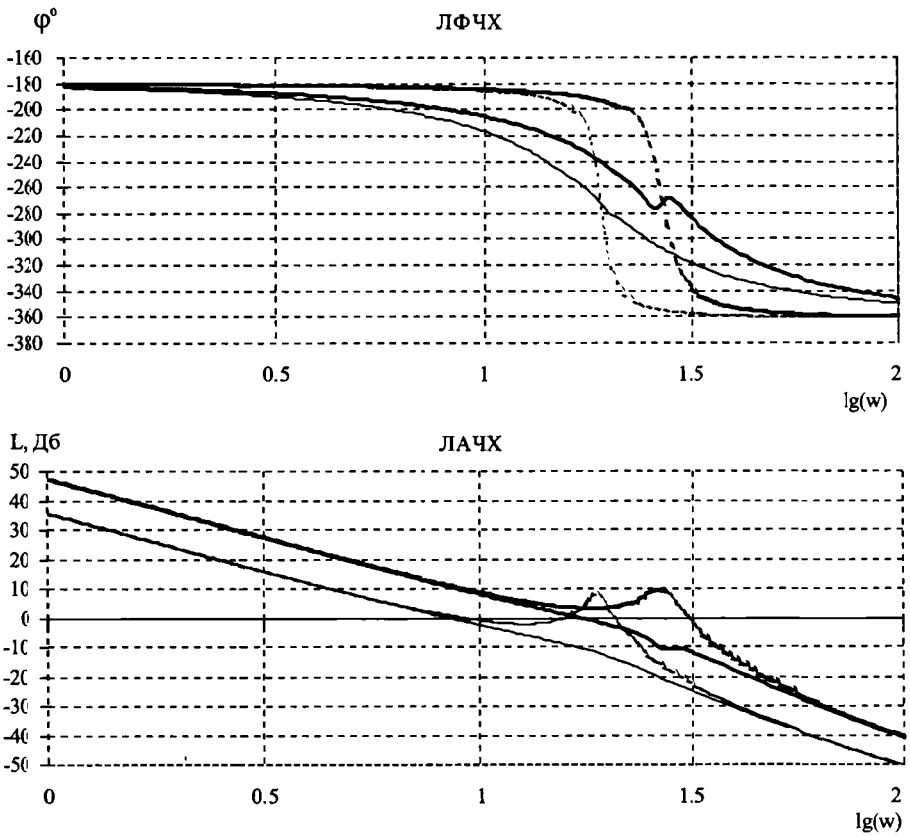


Рис. 5.4 Частотные характеристики ракеты с фильтром – «пробкой»

Пунктирными линиями на рисунке показаны те же частотные характеристики ракеты, что и на рис. 5.2.

Таким образом, искусственно повышается коэффициент затухания колебаний по управляющему воздействию, однако увеличивается фазовое запаздывание в рабочей полосе частот.

Для обеспечения условий устойчивости замкнутого контура, показанного на рис. 5.1, в алгоритм формирования команд управления в дополнение к сигналу, пропорциональному отклонению ракеты от заданной траектории, вводится составляющая по скорости изменения сигнала ошибки (отклонения ракеты от заданной траектории). Кроме того, для обеспечения требуемой степени астатизма в алгоритме управления может быть использовано интегрирующее звено.

Таким образом, корректирующая цепочка, позволяющая обеспечить устойчивость замкнутой системы стабилизации ракеты в информационном поле при требуемом порядке астатизма, представляет собой пропорционально-интегро-дифференцирующий регулятор (ПИД-регулятор), структурная схема которого показана на рис. 5.5.

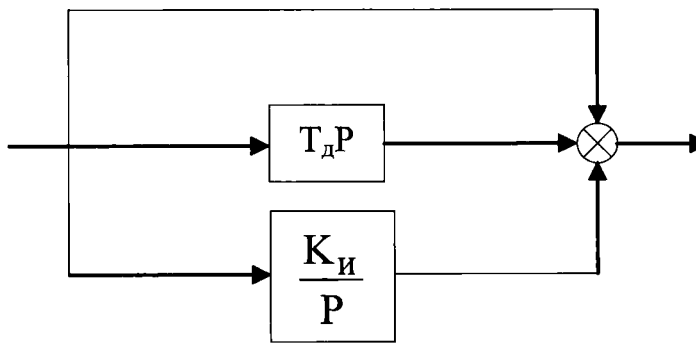


Рис. 5.5 Структурная схема ПИД-регулятора

Передаточная функция ПИД-регулятора имеет вид:

$$W_{пид} = \frac{K_и(T_{пид}^2 P^2 + 2\zeta_{пид} T_{пид} P + 1)}{P},$$

$$T_{пид} = \sqrt{\frac{T_д}{K_и}}; \quad \zeta_{пид} = \frac{1}{2\sqrt{T_д K_и}}.$$

Анализ характеристик информационного поля, создаваемого прибором наведения, а также достижимых точностных параметров блока выделения координат показывает, что координаты, выделяемые ракетой во время полета, могут содержать шумовую составляющую достаточно большой амплитуды, что негативно влияет как на процесс дифференцирования, так и на работу исполнительных органов системы управления. Для подавления шумовой составляющей в структуру блока формирования команд вводится фильтр низких частот, порядок и постоянная времени которого определяется спектром и амплитудой шумов.

Поскольку основным режимом полета ракеты является горизонтальный полет, для устранения возможного опускания ракеты ниже центра луча под действием силы тяжести в алгоритм работы вертикального канала блока формирования команд вводится команда компенсации силы тяжести.

С учетом изложенного алгоритм работы блока формирования команд управления можно представить в виде структурной схемы, показанной на рис. 5.6.

Построением частотных характеристик системы ракета – контур управления можно выбрать зна-

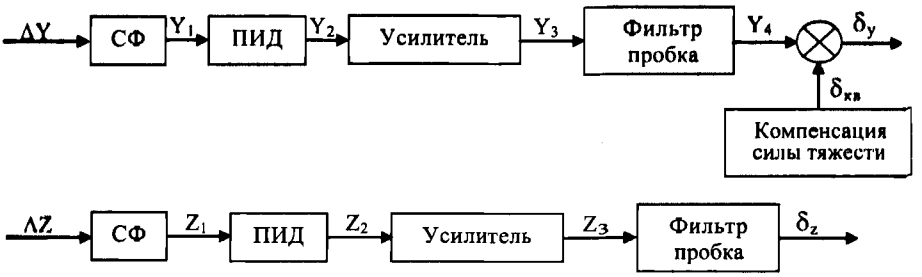


Рис. 5.6 Структурная схема формирования команд управления
СФ – сглаживающий фильтр,
ПИД – ПИД-регулятор

чения параметров ПИД-регулятора, фильтра-«пробки» и коэффициента усиления (с учетом влияния входного фильтра низких частот), обеспечивающие устойчивость замкнутой системы при минимальном времени переходного процесса и допустимым перерегулированием для различных постоянных времени ракеты как колебательного звена. При этом, диапазон изменения параметров ПИД-регулятора ограничивается рядом факторов, например, допустимым уровнем шумов на входе исполнительных элементов, реально реализуемыми располагаемыми нормальными перегрузками ракеты и т.д.

Пример частотных характеристик разомкнутой системы ракета – контур управления для различных скоростей полета приведен на рис. 5.7.

Амплитудно-частотные характеристики замкнутой системы ракета – контур управления, которые соответствуют ЛФЧХ, приведенным на рис. 5.7, показаны на рис. 5.8.

Если динамические параметры ракеты как объекта управления изменяются в зависимости от усло-

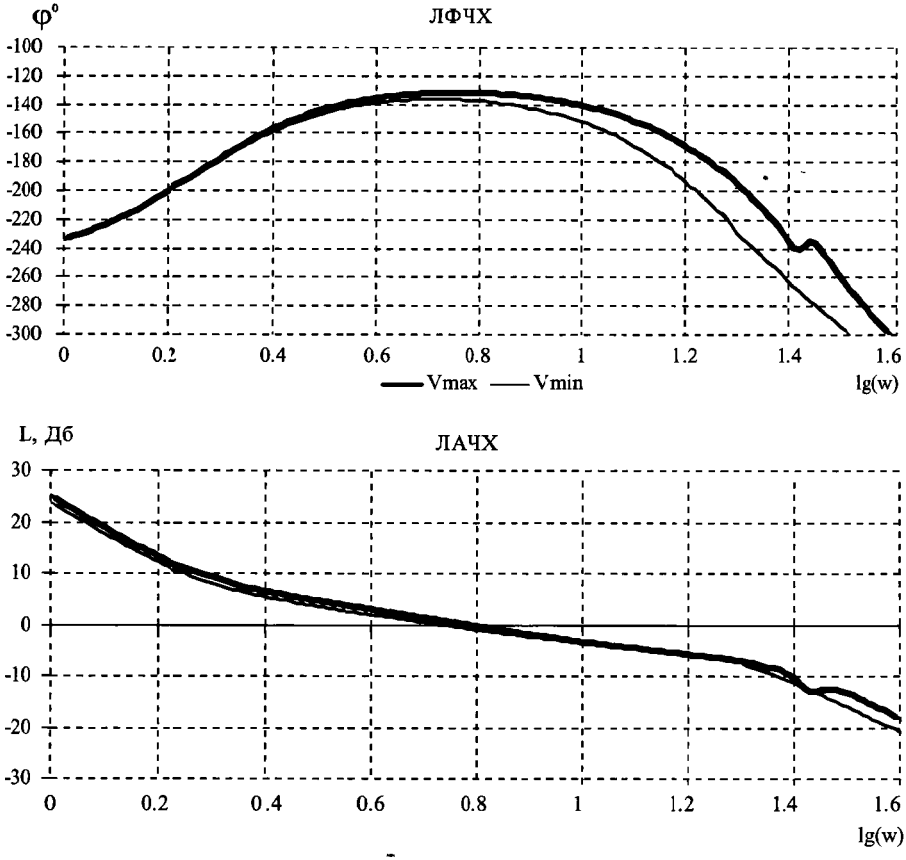


Рис. 5.7 Частотные характеристики разомкнутой системы

вий полета, параметры алгоритма БФК (коэффициент усиления, постоянная времени фильтра-«пробки», команда компенсации силы тяжести) должны быть переменными, учитывающими текущие условия полета ракеты. Анализ показывает, что наиболее значительным фактором, влияющим на изменение динамических параметров ракеты, является ее линейная скорость.

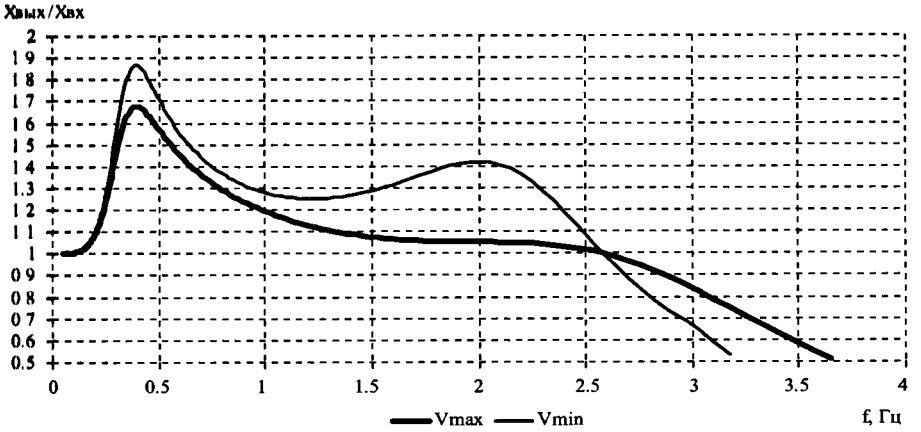


Рис. 5.8 Амплитудно-частотная характеристика замкнутой системы

Для определения требований к аэродинамическим и массо-инерционным характеристикам ракеты необходимо определить допустимый диапазон значений коэффициента усиления и постоянной времени ракеты как динамического звена, при которых возможно выполнение технических требований по точности стабилизации ракеты в информационном поле в заданных условиях применения.

Математическое моделирование полета ракеты с различными постоянными времени и соответствующими им параметрами системы управления показывает, что существует максимальная постоянная времени ракеты (минимальная частота собственных колебаний по углу атаки), при которой еще могут быть выполнены технические требования. Поскольку значение постоянной времени зависит от производной аэродинамического момента по углу атаки (степени статической ус-

тойчивости ракеты), момента инерции ракеты относительно поперечных осей, скорости ее полета на заданной высоте, то можно получить неравенство, накладывающее ограничение на соотношение этих величин.

Значение максимально допустимой частоты колебаний ракеты по углу атаки можно определить следующим образом. Во избежание возникновения резонансных явлений (с учетом того, что ракета аэродинамически несимметрична) принимают, что частота вращения по крену должна быть не менее чем в 2 раза выше частоты собственных колебаний ракеты в продольном канале. Очевидно, что наименьшие значения данных частот соответствуют минимальной скорости полета ракеты. Отсюда можно получить наименьшую допустимую частоту вращения ракеты по крену и, соответственно, неравенство, накладывающее ограничение на соотношение вращающего и демпфирующего моментов в канале крена. С другой стороны, при максимальной скорости полета ракеты частота колебаний по углу атаки и частота вращения ракеты вокруг продольной оси будут наибольшими. Максимально допустимое значение частоты вращения по крену ограничивается достижимым быстродействием рулевого привода (частотой, при которой фазовое запаздывание привода не превысит допустимых значений). Таким образом, может быть определено и минимальное допустимое значение постоянной времени ракеты в продольном канале как колебательного звена.

Заданное максимальное время полета ракеты на максимальную дальность накладывает ограничение на значение минимально допустимой средней скорости полета.

Исходя из заданного метода наведения, условий применения, выбранного диапазона значений постоянной времени ракеты, предполагаемого профиля скорости полета путем математического моделирования может быть определено минимальное допустимое значение располагаемой нормальной перегрузки ракеты, что накладывает соответствующее ограничение на соотношение подъемной силы, массы и минимальной скорости полета.

Необходимость минимизации значения угла атаки ракеты в момент встречи с целью накладывают ограничение на значение балансировочного угла атаки при отработке ракетой располагаемой перегрузки на минимальной скорости полета.

Таким образом, система управления накладывает определенные ограничения на аэродинамические и массо-инерционные характеристики ракеты:

1. Собственная частота колебаний ракеты в продольном канале при минимальной скорости полета должна быть не ниже некоторого значения $f_{Z\min}$:

$$f_{Z\min} \le \frac{1}{2\pi}\sqrt{\frac{m_Z^{\alpha}}{J_Z}\,\frac{\rho V_{\min}^2}{2}S_{хар}L_{хар}}.$$

2. Частота вращения ракеты по крену n должна быть не менее чем в 2 раза выше собственной частоты колебаний ракеты в продольном канале f_z во всем диапазоне скоростей:

$$n \approx 2\pi\,\frac{m_X^{\varphi}\,\varphi}{m_X^{\omega_x}} \ge 2f_Z \approx \frac{1}{\pi}\sqrt{\frac{m_Z^{\alpha}}{J_Z}\,\frac{\rho V^2}{2}S_{хар}L_{хар}} \quad при\ V = \frac{V_{\min}}{V_{\max}},$$

где m_X^{φ} – производная момента крена по углу ус-

тановки консолей крыла; $m_X^{\omega_x}$ – коэффициент демпфирующего момента по крену; φ – угол установки консолей крыла относительно продольной оси ракеты.

3. Максимальное значение f_γ не должно превышать верхней частотной границы полосы пропускания рулевого привода.

4. Располагаемая нормальная перегрузка ракеты при минимальной скорости полета $n_{РАСП}$ должна быть не ниже некоторого значения $n_{\min}$.

$$n_{РАСП} \approx \frac{\rho V_{\min}^2}{2} \frac{S_{хар}}{mg}\left(\frac{m_Z^\delta}{m_Z^\alpha} c_Y^\alpha - c_Y^\delta\right) \delta_{\max} \geq n_{\min}.$$

5. Для того, чтобы угол подхода ракеты к цели в фронтальной плоскости не превышал $\alpha_{ПРЕД}$ должно выполняться неравенство:

$$1{,}5 \frac{2mg}{\rho V^2 S_{ХАР}\left(\frac{m_Z^\delta}{m_Z^\alpha} c_Y^\alpha - c_Y^\delta\right)} \frac{m_Z^\delta}{m_Z^\alpha} \leq \alpha_{ПРЕД} \quad при\ V = \frac{V_{\min}}{V_{\max}}.$$

С учетом перечисленных соотношений, технических требований и реализуемости может быть выбран облик и аэродинамическая компоновка ракеты, рассчитаны требуемые массо-инерционные и тяговые характеристики двигательной установки, начальная скорость полета ракеты. В процессе итераций уточняется математическая модель ракеты, ее динамические характеристики, проверяется возможность выполнения технических требований, уточняются и корректируются требования к характеристикам ракеты, алгоритм работы и параметры системы управления.

Изменение собственной частоты ракеты, располагаемой нормальной перегрузки, балансировочного угла атаки и частоты вращения по крену в зависимости от скорости ее полета показаны на рис. 5.9 (а, б).

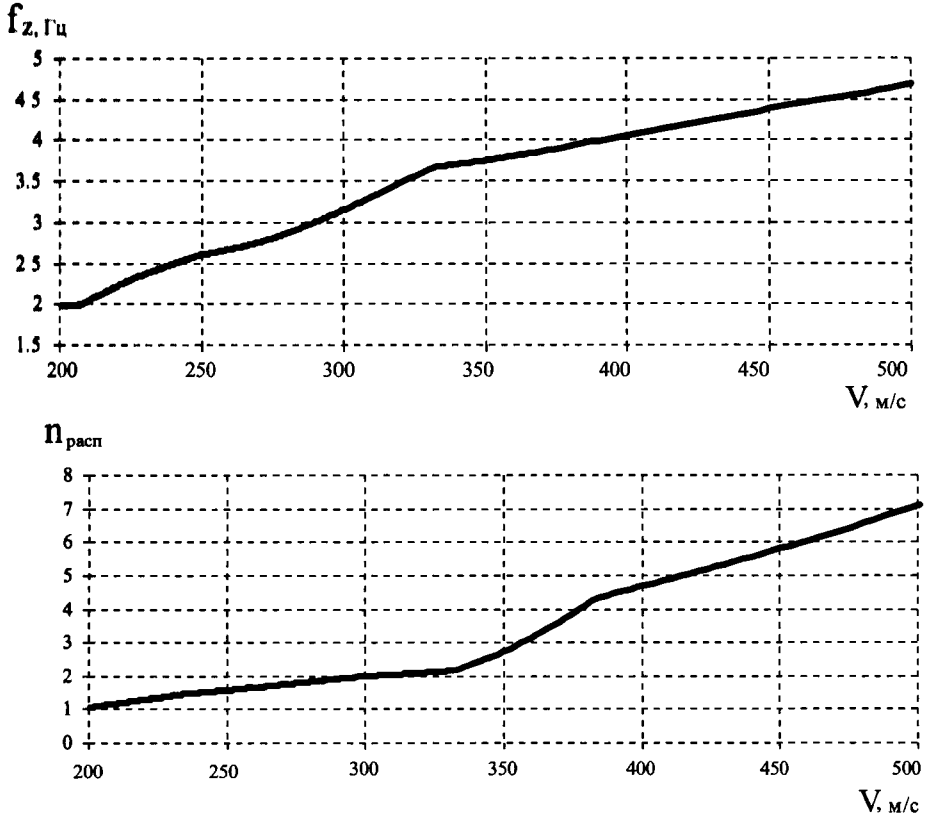


Рис. 5.9 (а) Зависимость собственной частоты и располагаемой перегрузки ракеты от скорости ракеты

С учетом аэродинамических, массо-инерционных и тяговых характеристик ракеты определяют требования к характеристикам измерительных и исполнительных элементов системы управления.

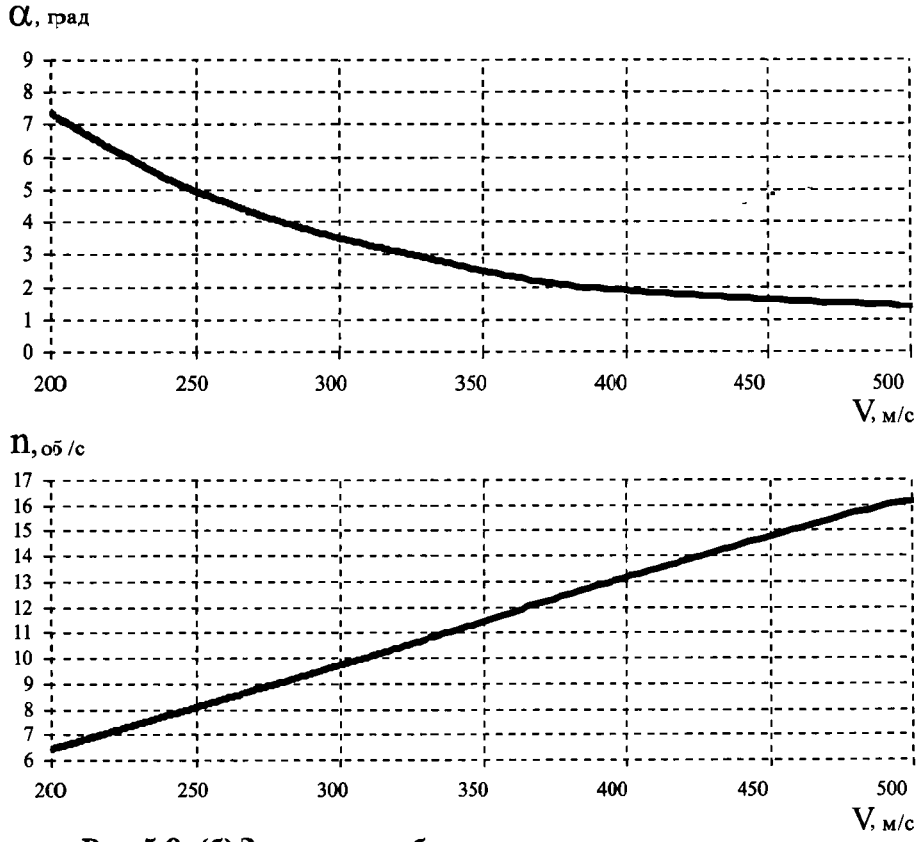


Рис. 5.9 (б) Зависимость балансировочного угла атаки и частоты вращения ракеты от скорости ракеты

5.3. Дискретные алгоритмы основных динамических звеньев системы управления

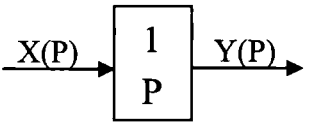
Основным требованием, предъявляемым к алгоритмам дискретного представления динамических звеньев, является максимальное приближение их частотных характеристик к аналогичным характерис-

тикам непрерывных звеньев и простота реализации в бортовом процессоре. Использовать классические вычислительные методы интегрирования дифференциальных уравнений нерационально из-за сложности технической реализации в бортовом процессоре.

Сущность известных в настоящее время рекуррентных разностных методов состоит в замене процессов, происходящих в непрерывных системах, процессами в эквивалентных дискретных системах. Математическим аппаратом при этом служит метод z – преобразования [15].

Рассмотрим передаточную функцию динамического звена W(P), где P – оператор дифференцирования, на вход которого поступает сигнал X(P), а на выходе наблюдается сигнал Y(P), тогда Y(P)=W(P) X(P).

Метод z-преобразования позволяет использовать непосредственно передаточную функцию непрерывной системы W(P) в P-области для преобразования ее в эквивалентную дискретную передаточную функцию в z-области. Для формального применения процедуры z-преобразования к передаточным функциям вначале рассмотрим интегрирующее звено 1-го порядка и получим для него дискретную передаточную функцию W(z).



В непрерывной форме

$$y(t) = \int_0^t x(t)dt \quad .$$

В дискретные моменты времени

$$y_i = \int_0^{i\cdot\Delta t} x(t)dt = \int_0^{(i-1)\Delta t} x(t)dt + \int_{(i-1)\Delta t}^{i\cdot\Delta t} x(t)dt = y_{i-1} + \int_{(i-1)\Delta t}^{i\cdot\Delta t} x(t)dt,$$

где $\int_0^{(i-1)\Delta t} x(t)dt = y_{i-1}$; Δt – шаг дискретизации.

Используя для вычисления интеграла метод трапеций, получаем выражение для $\int_{(i-1)\Delta t}^{i\cdot\Delta t} x(t)dt$ в виде

$$\int_{(i-1)\Delta t}^{i\cdot\Delta t} x(t)dt = \frac{\Delta t}{2}[x_i + x_{i-1}] .$$

Тогда $y_i = y_{i-1} + \frac{\Delta t}{2}(x_i + x_{i-1})$

или $y_i - y_{i-1} = \frac{\Delta t}{2}(x_i + x_{i-1})$ (5.15)

Вводя замену переменных

$y_i = y$, $x_i = x$, $y_{i-1} = yz^{-1}$, $x_{i-1} = xz^{-1}$, получаем

$$y - yz^{-1} = \frac{\Delta t}{2}(x + xz^{-1}) ,$$

$$y(1 - z^{-1}) = \frac{\Delta t}{2}x(1 + z^{-1}), \quad \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{\Delta t}{2}\frac{1 + z^{-1}}{1 - z^{-1}}.$$

Отсюда следует, что разностному уравнению (5.15) соответствует дискретная передаточная функция

$$W(z) = \frac{\Delta t}{2}\frac{z + 1}{z - 1}.$$

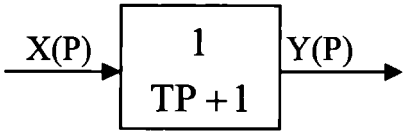
Таким образом, передаточной функции $W(P) = \frac{1}{P}$ соответствует дискретная передаточная функция

$$W(z)=\frac{\Delta t}{2}\left(\frac{z+1}{z-1}\right)=\frac{\Delta t}{2}\,\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}}.$$

Рассмотрим применение z-преобразования для передаточной функции

$$W(P)=\frac{1}{TP+1}\ .$$

Передаточную функцию апериодического звена запишем в виде:



$$\frac{1}{TP+1}=\frac{\frac{1}{P}}{T+\frac{1}{P}}.$$

Используя полученное дискретное выражение для интегрирующего звена $\frac{1}{P}=\frac{\Delta t}{2}\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}}$, получаем, что

$$\frac{\frac{1}{P}}{T+\frac{1}{P}}=\frac{\frac{\Delta t}{2}\,\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}}}{T+\frac{\Delta t}{2}\,\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}}}=\frac{\frac{\Delta t}{2}(1+z^{-1})}{T(1-z^{-1})+\frac{\Delta t}{2}(1+z^{-1})}=\frac{a+bz^{-1}}{1-cz^{-1}},$$

где $a=b=\dfrac{T}{2\Delta t+T};\quad c=\dfrac{2T-\Delta t}{2T+\Delta T}.$

Следовательно, дискретная передаточная функция апериодического звена

$$W(z)=\frac{az+b}{z-c}.$$

Получим рекуррентное уравнение для выходной переменной Y.

$$W(z) = \frac{az + b}{z - c}$$

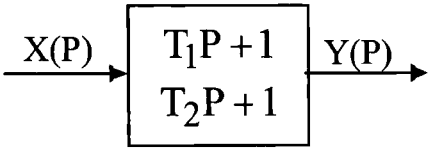
Отсюда $y(1 - cz^{-1}) = x(a + bz^{-1})$, так как

$$yz^{-1} = y_{i-1},\ xz^{-1} = x_{i-1},$$

то $y_i = cy_{i-1} + ax_i + bx_{i-1}$. (5.16)

Для апериодического звена n-го порядка дискретное уравнение записывается на основе n-кратного применения рекуррентного соотношения (5.16).

Передаточная функция интегро-дифференцирующего звена



Используя данный метод для интегродифференцирующего звена, получаем дискретную передаточную функцию W(z) в виде

$$W(z) = \frac{za - b}{z - c} = \frac{a - bz^{-1}}{1 - cz^{-1}},$$

где

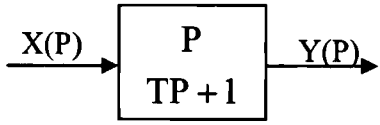
$$c = \frac{2T_2 - \Delta t}{2T_2 + \Delta t};\quad a = \frac{2T_1 + \Delta t}{2T_2 + \Delta t};\quad b = \frac{2T_1 - \Delta t}{2T_2 + \Delta t}.$$

На основе полученной передаточной функции и замены $yz^{-1} = y_{i-1},\ xz^{-1} = x_{i-1}$

дискретное уравнение принимает следующий вид

$$y_i = cy_{i-1} + ax_i - bx_{i-1}. \qquad (5.17)$$

Передаточная функция реального дифференцирующего звена



.

Для реального дифференцирующего звена дискретная передаточная функция имеет вид

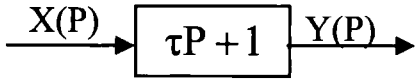
$$W(z) = a\frac{z-1}{z-c},$$

и может быть представлена следующим соотношением:

$$y_i = cy_{i-1} + ax_i - bx_{i-1}, \quad \text{где}$$

$$c = \frac{2T - \Delta t}{2T + \Delta t}, \quad a = \frac{2}{2T + \Delta t}, \quad b = a.$$

Передаточная функция форсирующего звена:

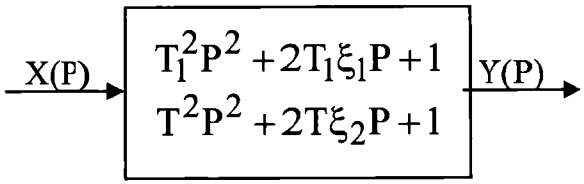


Для форсирующего звена дискретное уравнение принимает вид:

$$y_i = cy_{i-1} + ax_i + bx_{i-1}, \qquad (5.18)$$

где $c = -1; \quad a = \dfrac{\tau + \dfrac{\Delta t}{2}}{\dfrac{\Delta t}{2}} = \dfrac{2\tau + \Delta t}{\Delta t}; b = 1.$

Рассмотрим преобразование к дискретному виду описание фильтра-«пробки»



Преобразуем передаточную функцию к виду:

$$\frac{T_1^2P^2+2T_1\xi_1P+1}{T^2P^2+2T\xi_2P+1} = \frac{T_1^2+2T_1\xi_1P^{-1}+P^{-2}}{T_2^2+2T_2\xi_2P^{-1}+P^{-2}}.$$

С учетом замены переменных:

$$\frac{1}{P} = \frac{\Delta t}{2}\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}} = P^{-1};$$

$$\frac{1}{P^2} = \frac{(\Delta i)^2}{4}\ \frac{1+2z^{-1}+z^{-2}}{1-2z^{-1}+z^{-2}} = P^{-2};$$

$$z^{-1}y = y_{i-1};\ z^{-1}x = x_{i-1};\ z^{-2}y = y_{i-2};\ z^{-2}x = x_{i-2}$$

и соответствующих алгебраических преобразований получаем следующее рекуррентное соотношение:

$$y_i = a_1x_i + a_2x_{i-1} + a_3x_{i-2} + b_1y_{i-1} + b_2y_{i-2}, \quad (5.19)$$

где
$$a_1 = \frac{4T_1^2 + 4x_1T_1(\Delta t) + (\Delta t)^2}{e};$$
$$e = 4T_2^2 + 4x_2T_1(\Delta t) + (\Delta t)^2;$$
$$a_2 = \frac{2\Delta t^2 - 8T_1^2}{e};$$
$$a_3 = \frac{4T_1^2 - 4x_1T_1(\Delta t) + (\Delta t)^2}{e};$$
$$b_1 = \frac{8T_2^2 - 2(\Delta t)^2}{e};$$
$$b_2 = -\frac{4T_2^2 - 4x_2T_1(\Delta t) + (\Delta t)^2}{e}.$$

Таким образом, разностные рекуррентные уравнения (5.15-5.19) описывают в дискретном виде основные динамические звенья системы управления.

Для оценки точности дискретных уравнений следует рассчитывать амплитудные и фазочастотные характеристики непрерывных и дискретных динамических звеньев в диапазоне частот и значений параметров. На рис. 5.10-5.13 для апериодического звена первого и третьего порядков представлены графики частотных характеристик, полученные двумя методами: z–преобразованием и Эйлера.

Результаты расчетов показывают, что погрешность частотных характеристик для дискретного динамического звена, полученных методом Эйлера, больше аналогичной погрешности, чем при использовании z-преобразования (особенно фазо-частотной характеристики в области высоких частот).

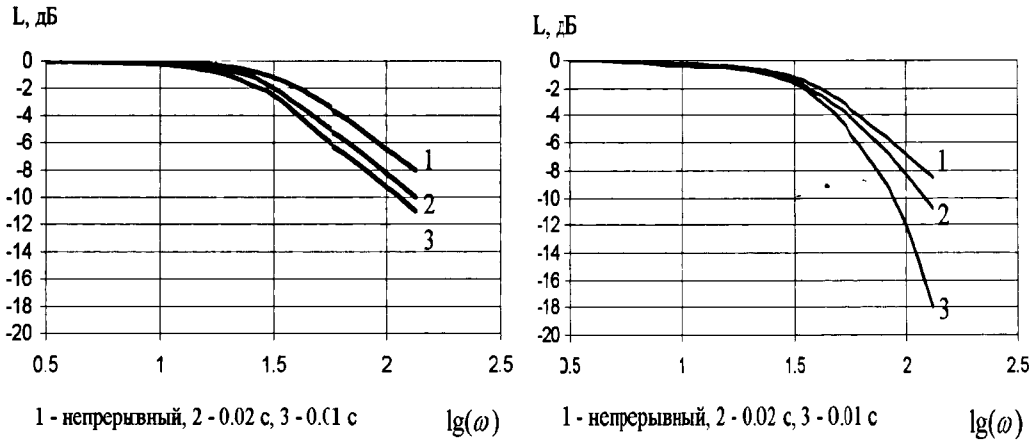


Рис. 5.10 Частотные характеристики апериодического звена, полученные методом Эйлера

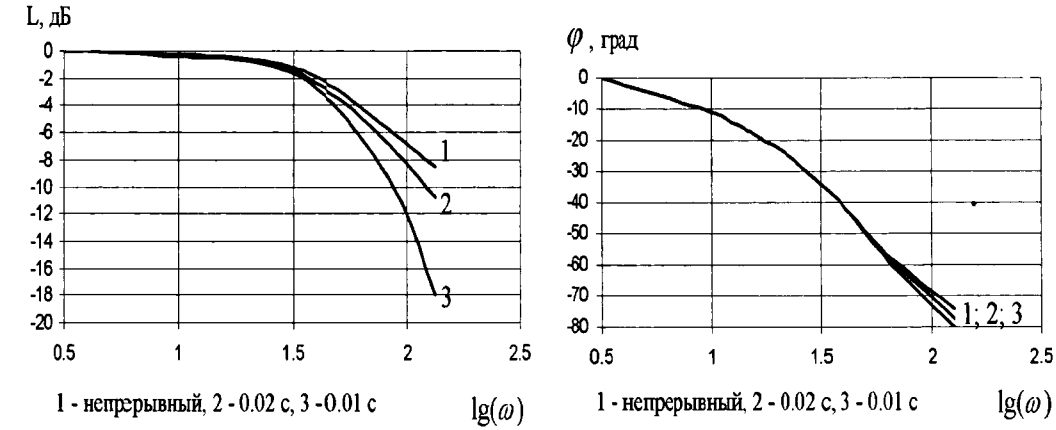


Рис. 5.11 Частотные характеристики апериодического звена, полученные методом Z-преобразования

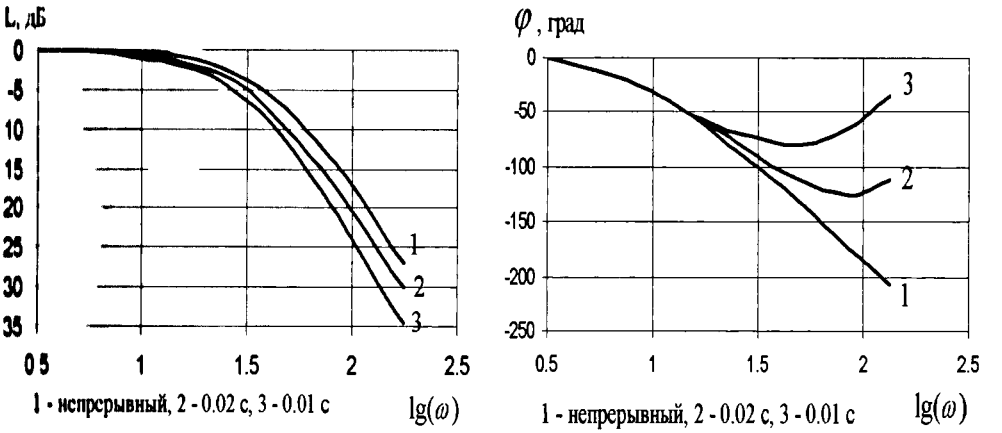


Рис. 5.12 Частотные характеристики апериодического звена 3 порядка, полученные методом Ейлера

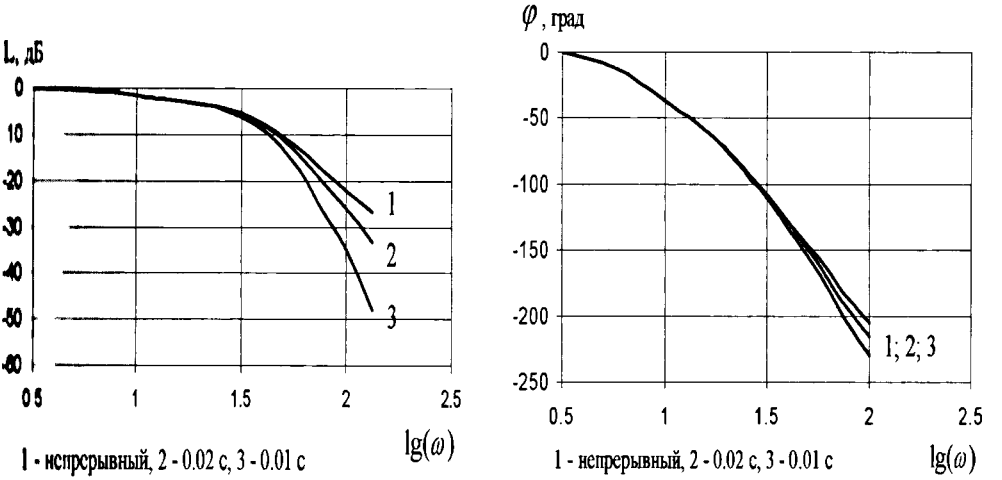


Рис. 5.13 Частотные характеристики апериодического звена 3 порядка, полученные методом Z-преобразования

5.4. Влияние маршевого двигателя на продольную статическую устойчивость ракеты

В процессе создания ствольных управляемых ракет важное внимание уделяется вопросу проектирования маршевого твердотопливного двигателя, выбору его суммарного импульса, тяги, скорости истечения газов, давления на срезе сопла. Из-за конструктивных ограничений не всегда удается реализовать расчетные параметры маршевого двигателя, что накладывает свои особенности на ракету в целом, динамику её движения, устойчивость, выбор параметров и структуру системы управления.

Для обеспечения требуемых тактико-технических характеристик ракет необходимо решить сложную техническую задачу по обоснованию параметров маршевого двигателя:

- суммарного импульса, обеспечивающего необходимую энерговооруженность ракеты;
- ограничения тяги двигателя на участке разгона ракеты;
- времени задержки его включения;
- места расположения соплового блока;
- обеспечение необходимого давления на выходе сопла;
- выбора количества сопел.

Кроме того, струи маршевого двигателя оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики ракеты, особенно на моментные характеристики, определяющие его продольную устойчивость.

Характерной особенностью ракет, наводящихся в информационном лазерном поле управ-

ления, является наличие в хвостовой части ракеты приемника лазерного излучения, формируемого источником, находящимся на неподвижном или движущемся пункте управления. В связи с этим традиционная схема расположения соплового агрегата маршевого двигателя в хвостовом отсеке невозможна.

Поэтому не могут быть использованы и преимущества расположения сопел в хвостовом отсеке:

- максимально возможное расширение выходного сечения сопла в калибре ракеты;
- минимальный эксцентриситет тяги;
- минимальное влияние струй двигателя на характер обтекания корпуса несущих поверхностей набегающим воздушным потоком.

Данная ситуация приводит к тому, что сопла двигателя должны находится на корпусе ракеты. С одной стороны, с точки зрения влияния струй двигателя на приемник лазерного излучения, сопла должны быть максимально удалены от хвостового отсека, с другой стороны, с точки зрения минимизации влияния струй двигателя на характер обтекания аэродинамических поверхностей ракеты, сопла должны быть расположены ближе к хвостовой части. Для снижения влияния несимметрии расположения сопел двигателя на боковые составляющие тяги, сопла двигателя должны быть расположены в центре масс ракеты.

Естественно, что данные технические требования противоречивы и не могут быть удовлетворены в полной мере. Задача сводится к поиску компромисса, как с конструктивной точки зрения, так и с точки зрения аэродинамических характеристик. Следует заметить, что с уменьшением началь-

ной скорости выстрела ракеты дестабилизирующее влияние струй маршевого двигателя на продольную статическую устойчивость возрастает из-за падения стабилизирующего момента Mz, пропорционального квадрату скорости:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} SL,$$

где m_z – коэффициент продольного статического момента, зависящий от аэродинамической компоновки ракеты;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор;

S, L – характерные размеры ракеты.

Ракету проектируют таким образом, чтобы она естественным способом парировала внешние возмущения, приводящие к отклонению угла атаки от расчетного значения, и возвращала его в балансировочный режим. То есть при положительном приращении угла атаки должен возникать отрицательный момент ΔM_z, возвращающий ракету в режим балансировки, а при отрицательном приращении угла атаки – положительный момент ΔM_z. Таким образом обеспечивается необходимая продольная устойчивость. Включение тянущего маршевого твердотопливного двигателя приводит к появлению дестабилизирующего момента M_{zg}, который имеет знак, противоположный знаку M_z, в результате чего суммарный продольный стабилизирующий момент уменьшается. При равенстве продольного момента M_z дестабилизирующему моменту

M_{zg} ракета становится статически нейтральной, а при неравенстве $M_z < M_{zg}$ – статически неустойчивой, что в обоих случаях приводит к потере ее динамической устойчивости.

Дестабилизирующий момент M_{zg} зависит от тяги двигателя, расстояния между срезами сопел и центром масс ракеты, аэродинамической компоновки и других факторов.

Кроме того, расположение сопел двигателя на корпусе ракеты имеет свои особенности. Из-за ограниченной толщины корпуса и недопустимости выхода сопел за внешние контуры ракеты практически невозможно обеспечить необходимое расширение сверхзвуковой части сопла, то есть обеспечить оптимальное соотношение между площадями поперечного сечения среза сопла и его критическим сечением. Поэтому на практике используются сопла, являющиеся недорасширенными. Известно, что на выходе недорасширенного сопла давление газов значительно превышает атмосферное, что является дополнительным фактором, изменяющим характер обтекания аэродинамических поверхностей и, следовательно, влияющим на моментные характеристики ракеты в целом.

С целью исключения влияния резонанса в контуре управления для вращающихся ракет, наводимых в лазерном луче, как указано ранее, важным является обеспечение необходимого соотношения между частотой вращения относительно продольной оси и собственной частотой на всей траектории полета.

В связи с рассматриваемым конструктивным исполнением маршевого двигателя с недорасширенными соплами существенное влияние струй двигате-

ля на аэродинамические характеристики приводит к изменению и собственной часготы ракеты как объекта управления, и, как следстзие к ухудшению динамической устойчивости ракеты.

Поэтому проектирование системы управления ракеты должно проводиться обязательно с учетом влияния струй маршевого двигателя на устойчивость ракеты. При расположении сопел маршевого двигателя впереди центра масс ракеты, а это является наиболее характерным конструктивным решением для ракет, наводимых в лазерном луче, струи маршевого двигателя оказывают дестабилизирующее воздействие на динамику движения ракеты и снижают её динамическую устойчивость. При этом собственная частота ракеты как объекта управления снижается и ракета становится чрезмерно чувствительной к отклонению органов управления. Поэтому для обеспечения динамической устойчивости при выборе закона управления необходимо обеспечить устойчивость системы управления и ракеты при существенном и скачкообразном изменении продольной статической устойчивости, собственной частоты ракеты как объекта управления и эффективности рулевых поверхностей.

Так как в системах управления ракет данного класса отсутствует контур стабилизации с использованием демпфирующего гироскопа, то для обеспечения динамической устойчивости выполнение условия статической устойчивости обязательно, то есть

$$m_z^{\alpha} < 0. \tag{5.20}$$

Это условие должно выполняться как на участке работы маршевого двигателя, так и на других участках траектории, т.е. коэффициент m_z^{α}, присутствую-

щий в суммарном моменте, должен быть отрицательным и определяться из следующего выражения:

$$M_z + M_{zg} = m_z^{\alpha} \alpha \frac{\rho V^2}{2} SL. \quad (5.21)$$

Если коэффициент m_z^{α}, определяемый из соотношения (5.21) близок к нулю или положителен, то обеспечить устойчивый полет ракеты невозможно.

Для обеспечения динамической устойчивости вращающейся ракеты с дестабилизирующим влиянием струй маршевого двигателя с недорасширенными соплами при резком изменении продольной статической устойчивости необходимо либо перестраивать в дискретные моменты времени структуру закона управления, либо скачкообразно изменять соответствующие параметры: коэффициент передачи разомкнутой системы, ограничивать угол отклонения рулей на участке работы двигателя, перестраивать соответствующие фильтры, настроенные на подавление колебаний на собственной частоте ракеты.

Таким образом, для обеспечения динамической устойчивости в условиях скачкообразного изменения степени продольной статической устойчивости за счет влияния струй маршевого двигателя, сопла которого расположены впереди центра масс ракеты, необходим различный закон управления на разных участках траектории полета, причем закон управления должен обеспечивать устойчивость как при резком падении собственной частоты ракеты по углу атаки, так и при её скачкообразном повышении в момент окончания работы маршевого двигателя.

5.5. Компенсация амплитудно-фазовых искажений, возникающих за счет вращения ракеты по крену

Для обеспечения устойчивости контура управления и необходимой точности наведения при частоте вращения ракеты не менее 15 c^{-1} требуются высоко динамичные исполнительные органы системы управления – следящие рулевые приводы, работающие в режиме перекладки рулей с частотой вращения ракеты.

Скорость выходного звена привода при перекладке рулей может достигать около 2000 град/с, а фазовое запаздывание на частоте вращения ракеты должно составлять единицы градусов. Жесткие требования к фазовому запаздыванию привода предъявляется не только из условия обеспечения устойчивости контура управления, но и для предотвращения выхода ракеты из поля управления при кратковременной потере управляющего сигнала при полете в режиме компенсации силы тяжести.

Данные технические требования затруднительно реализовать в следящем электрическом приводе, так как для этого требуется электродвигатель, электромеханическая постоянная времени которого не должна превышать 0,005 с.

Для использования электрического рулевого привода применяют различные технические решения: устанавливают гироскопический датчик угла крена на угол опережения, равный среднему фазовому сдвигу, вносимому приводом в систему управления, или измеряют специальным фазовращателем фазовый сигнал на частоте вращения

ракеты и вводят опережение по фазе в управляющий сигнал перед рулевым приводом.

С внедрением цифровых систем управления задача компенсации не только фазовых, но и амплитудных искажений, вносимых элементами системы управления, может быть эффективно решена алгоритмическим путем с помощью бортового процессора.

Однако, в цифровых системах управления по сравнению с аналоговыми возникают дополнительные амплитудные искажения и фазовые запаздывания, связанные с дискретизацией подаваемого входного сигнала на привод.

Введение сглаживающих фильтров перед рулевым приводом также вносит определенные амплитудно-фазовые искажения в диапазоне рабочих частот контура управления.

Рассмотрим типовую упрощенную схему двухканальной системы управления (рис.5.14)

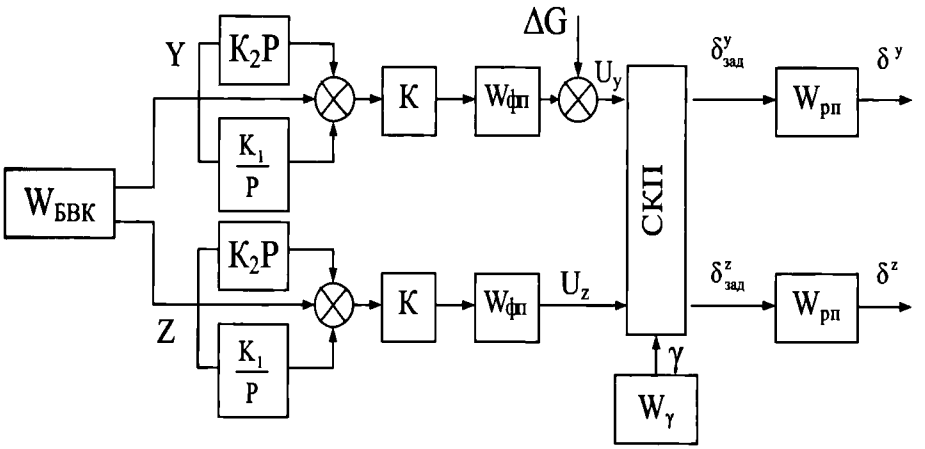


Рис. 5.14 Структурная схема системы управления

На структурной схеме показано:

$W_{ввк}$ – передаточная функция блока выделения координат;

Wфп – передаточная функция фильтра-«пробки»;

K, K_1, K_2 – коэффициенты передачи канала управления;

ΔG – сигнал компенсации силы тяжести, действующий в вертикальной плоскости;

W_γ - передаточная функция гироскопического датчика угла крена;

СКП – синусно-косинусный преобразователь;

$W_{рп}$ – передаточная функция рулевого привода;

$\delta_y^{зад}, \delta_z^{зад}, \delta_y, \delta_z$ - соответственно заданные и отработанные углы поворота рулей.

Параметры $\delta_y^{зад}, \delta_z^{зад}$ определяются по следующим зависимостям:

$$\delta_y^{зад} = U_y \cos\gamma + U_z \sin\gamma;$$

$$\delta_z^{зад} = -U_y \sin\gamma + U_z \cos\gamma.$$

Система функционирует следующим образом. Блок выделения координат определяет отклонения y, z от линии визирования (центра луча) в системе координат, связанной с лучевой установкой. Для улучшения качества управления вводится первая производная от координат, а для повышения точности – интеграл от них. С целью снижения влияния колебаний ракеты с собственной частотой на процесс наведения вводится фильтр-«пробка».

Следящий привод, работающий в режиме перекладки рулей с частотой вращения ракеты относительно продольной оси, отрабатывает заданный гармонический сигнал, поддерживая ракету на линии визирования.

При реализации в цифровом виде данной структурной схемы перед рулевым приводом для уменьшения потребляемого тока электродвигателем вводят апериодический фильтр, постоянная времени которого определяется дискретностью обработки сигналов. Для фильтра первого порядка в виде апериодического звена постоянная времени составляет не менее двух периодов дискретизации, а для апериодического звена второго порядка – не менее одного периода дискретизации.

Таким образом, источником амплитудно-фазовых искажений в контуре наведения являются сглаживающий фильтр, рулевой привод, а также дискретность обработки информации (наибольшее искажение вносит рулевой привод).

Для компенсации данных искажений можно скорректировать амплитуду и фазу модулированного управляющего сигнала в зависимости от частоты вращения. Частота вращения ракеты по крену может быть определена либо непосредственным дифференцированием угла крена, либо оценена по сигналу с гироскопического датчика угла крена. Динамические звенья системы управления с известными амплитудно-фазовыми характеристиками вносят определенные амплитудно-фазовые искажения в управляющий сигнал, что позволяет априорно вводить таблицу поправок к управляющему сигналу по амплитуде и фазе и записывать в память анализатора угловой скорости крена ракеты [37].

Поправки, связанные с особенностью работы следящего электропривода при подаче на его вход дискретного синусоидального сигнала, определяются математическим моделированием и также вводятся в таблицу компенсационных поправок.

Структурную схему системы управления, показанную на рис.5.14, можно заменить упрощенной схемой, демонстрирующей компенсацию амплитудно-фазовых искажений, которая представлена на рис.5.15.

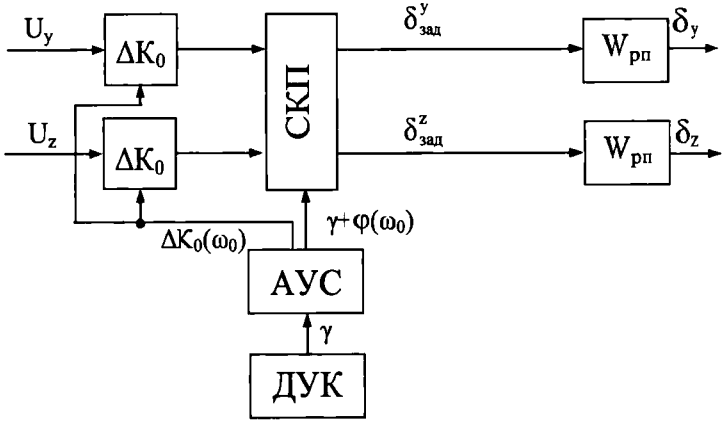


Рис. 5.15 Схема компенсации амплитудно-фазовых искажений

На структурной схеме представлены:

АУС - анализатор угловой скорости крена;

$\varphi(\omega_0)$ – поправка на фазовый сдвиг, зависящая от частоты;

$\Delta K_0(\omega_0)$ - поправка на коэффициент передачи, зависящая от частоты;

ДУК - гироскопический датчик угла крена.

Параметры $\delta_y^{зад}, \delta_z^{зад}$ определяются по следующим зависимостям:

$$\delta_y^{зад} = U_y \Delta K_o \cos(\gamma + \varphi(\omega_o)) + U_z \Delta K_o \sin(\gamma + \varphi(\omega_o));$$

$$\delta_z^{зад} = -U_y \Delta K_o \sin(\gamma + \varphi(\omega_o)) + U_z \Delta K_o \cos(\gamma + \varphi(\omega_o)).$$

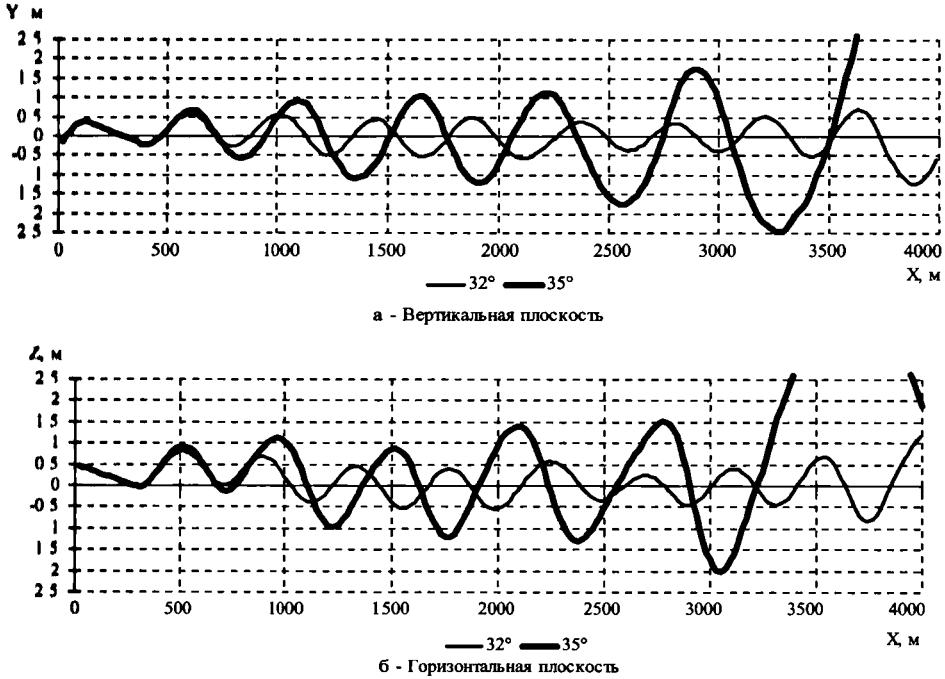


Рис. 5.16 Траектория полета ракеты при отсутствии амплитудно-фазовой компенсации

На рис. 5.16 показаны траектории полета ракеты при различном фазовом запаздывании в системе управления.

При фазовом запаздывании 32° возникают колебания центра масс ракеты в вертикальной и горизонтальной плоскостях. При фазовом запаздывании 35°возрастает амплитуда колебаний, что приводит к потере устойчивости контура управления. Уменьшение фазового запаздывания до 20° существенно снижает амплитуду колебаний по координатам y и z. Полная компенсация фазового искажения позволяет расчетную траекто-

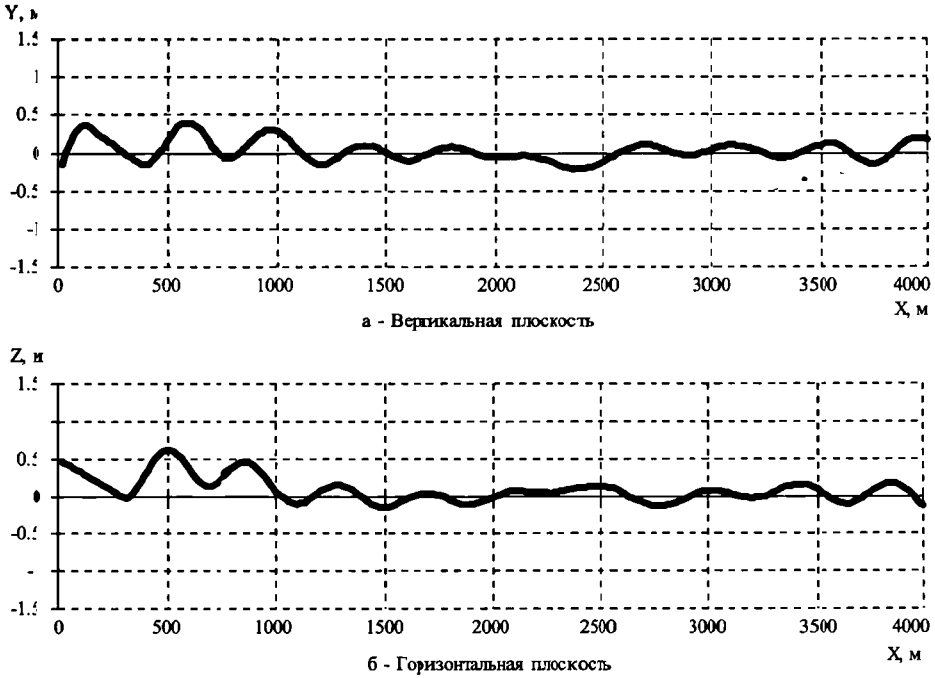


Рис. 5.17. Траектория полета ракеты при наличии амплитудно-фазовой компенсации

рию максимально приблизить к идеальной траектории, т.е. практическому отсутствию колебаний центра масс ракеты (рис. 5.17).

Таким образом, данная схема компенсации амплитудно-фазовых искажений позволяет алгоритмическим путем вносить текущую коррекцию в контур управления, что позволяет снизить технические требования к следящему приводу по фазовому запаздыванию и обеспечить необходимую динамику процесса наведения.

Исследования процесса нагружения привода в реальном полете показали, что момент шарнирной

нагрузки может изменять свой знак в зависимости от числа Маха и угла атаки. Поэтому для более точной корректировки амплитуды и фазы желательно вводить поправки ΔK и φ не только в зависимости от частоты вращения ракеты, но и от времени.

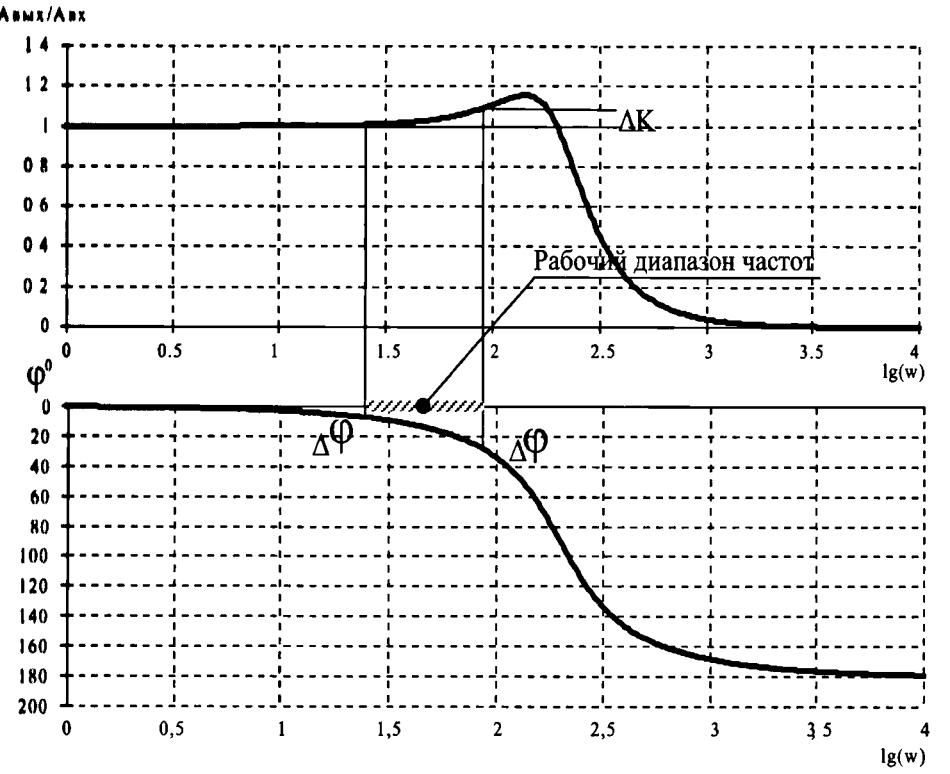


Рис. 5.18 Частотные характеристики привода

Амплитудно-фазочастотные характеристики рулевого привода со сглаживающим фильтром показаны на рис.5.18.

Амплитудно-фазовые искажения ΔK и Δφ, вносимые приводом, зависят от частоты вращения ракеты

(рабочий диапазон частот выделен штриховой линией). Алгоритм компенсации сводится к следующему: составляется двумерная таблица поправок (Таблица 5.1).

В общем случае $\Delta K=\Delta K(t)$, $\Delta\varphi=\Delta\varphi(t)$.

Данная таблица заносится в память бортового процессора. В процессе синусно-косинусного преобразования к аргументу (углу) в зависимости от частоты добавляется $\Delta\varphi_i$, а значение управляющего сигнала в соответствии с принятым масштабом увеличивается (уменьшается) на ΔK (упреждающая коррекция).

Таблица 5.1

Амплитудно-фазовые поправки

ω_0, c^{-1} / Δ	ω_{01}	ω_{02}	ω_{03}	...	...	ω_{0n}
ΔK	ΔK_1	ΔK_2	ΔK_3	...	...	ΔK_n
$\Delta\varphi$, град	$\Delta\varphi_1$	$\Delta\varphi_2$	$\Delta\varphi_3$	...	...	$\Delta\varphi_n$

Введение поправок ΔK и $\Delta\varphi$ эквивалентно идеальной работе привода в рабочем диапазоне частот (частот вращения ракеты по крену) без дополнительных корректирующих звеньев с дифференцированием. При полной компенсации фазового запаздывания вектора двух сил: силы тяжести и подъемной силы для ее компенсации находятся в одной плоскости, что благоприятно сказывается на процессе управления.

5.6. Комбинация статического и астатического законов управления

Для высокоточного наведения вращающихся ракет по линии визирования цели система управления должна решать следующие основные задачи:

- обеспечивать требуемую точность стабилизации ракеты на заданной траектории при её применении по неподвижным целям, а также по целям, которые движутся с постоянной скоростью или совершают манёвры типа "скачок из укрытия в укрытие" или "змейка";
- минимизировать время, которое необходимо для стабилизации ракеты на линии визирования цели после её старта или отклонения от заданной траектории, вызванного действием возмущающих факторов.

Условия применения таких ракет (высокие стартовые перегрузки, минимальные габаритно-массовые характеристики), а также ограничения, накладываемые на стоимость ракет, как отмечалось ранее, приводят к тому, что их системы управления не содержат датчиков угловых скоростей и датчиков поперечных линейных ускорений, традиционно используемых для улучшения качества процесса стабилизации на траектории.

Стабилизация статически устойчивых ракет производится путём отработки текущих отклонений центра масс от заданной траектории полёта, и за счёт естественного аэродинамического демпфирования.

Поскольку собственный демпфирующий момент колебаний относительно поперечных осей таких ракет незначителен, во избежание возникновения резонансных явлений в систему управления вводится фильтр-«пробка», который подавляет составляющие сигнала управления на частоте собственных колебаний ракеты.

При применении ракеты на максимальную дальность её линейная скорость изменяется в широких пределах, что приводит к значительным изменениям

динамических характеристик ракеты как объекта управления. Поэтому, для обеспечения требуемых запасов устойчивости и получения необходимой точности стабилизации, параметры каналов управления должны изменяться в течение всего времени полёта.

Поскольку основным режимом является горизонтальный полёт, для уменьшения возмущающего воздействия силы тяжести в вертикальный канал алгоритма управления вводится переменный сигнал компенсации силы тяжести, который пропорционален углу отклонения аэродинамических рулей, необходимому для горизонтального полёта ракеты.

Входным сигналом системы управления является текущее значение отклонения ракеты от заданной траектории - сигнал ошибки. Для обеспечения выполнения условий устойчивости системы стабилизации ракеты и получения требуемого качества процесса регулирования в контур управления вводят корректирующие фильтры.

Применение коррекции с помощью дифференцирующих устройств приводит к использованию пропорционально - дифференцирующего регулятора (ПД - регулятора), обеспечивающего заданные частотные характеристики системы управления.

Как показывает анализ, при корректном выборе изменяющихся по времени полёта параметров алгоритма управления и с помощью ПД - регулятора принципиально можно получить удовлетворительное качество процесса стабилизации ракеты на заданной траектории при ее применении по неподвижным целям.

Однако система стабилизации ракеты, использующая ПД - регулятор, имеет следующие существенные недостатки:

- является статической по отношению к такому возмущающему воздействию, как сила тяжести. Поэтому, вызванные различными факторами (например, отклонениями от расчётных значений скорости полёта ракеты) погрешности определения и реализации изменяющейся по времени полёта команды компенсации силы тяжести, приводят к возникновению статических ошибок, что ухудшает точность наведения ракет;
- при применении ракет по движущимся с постоянной скоростью целям возникает статическая ошибка по управляющему сигналу, значение которой зависит от дальности и скорости движения цели, приводящая к ухудшению точности наведения;
- при использовании ракет по целям, движущимся с постоянным ускорением (например, совершают манёвр "скачок из укрытия в укрытие") установившаяся ошибка контура стабилизации возрастает с увеличением времени маневра и практически может достигать недопустимых значений. Это приводит к невозможности применения ракет в данной ситуации.

Анализ показывает, что приведённые недостатки могут быть устранены путём введения в систему стабилизации ракеты дополнительной степени астатизма. Эта задача может быть решена при применении известного способа коррекции с помощью интегро-дифференцирующих устройств. В таком случае корректирующие устройства представляют собой пропорционально-интегро-дифференцирующие регуляторы (ПИД-регуляторы).

При применении ПИД-регулятора система стабилизации астатична к воздействию силы тяжести

и при применении ракет по неподвижным и движущимся с постоянной скоростью целям установившаяся ошибка стремится к нулю. При применении ракеты по целям, движущимся с постоянным ускорением, статическая ошибка, зависящая от ускорения и дальности до цели, в заданных условиях применения не превышает допустимых значений.

Таким образом, при корректном выборе изменяющихся во времени параметров системы управления использование ПИД-регулятора позволяет получить удовлетворительное качество стабилизации ракеты при её применении, как по неподвижным, так и по маневрирующим целям.

Однако применение в системе управления ракеты ПИД-регулятора ведёт к увеличению времени переходного процесса в сравнении с вариантом использования ПД-регулятора. Особенно ярко данное явление проявляется при малых скоростях полёта ракеты, когда из-за ухудшения её динамических характеристик для обеспечения требуемых запасов устойчивости приходится выбирать небольшие значения коэффициента передачи разомкнутой системы стабилизации. В таких случаях время, необходимое для стабилизации ракеты на заданной траектории, при применении ПИД-регулятора может быть в несколько раз больше чем его значение при применении ПД-регулятора. Поскольку недостаточная скорость полёта характерна для максимальных дальностей применения ракет, данный эффект увеличивает конечный промах и снижает вероятность попадания в цель.

Таким образом, возникает необходимость в системе управления ракеты использовать техническое решение, которое обеспечивает контуру стабилизации такую же степень астатизма, как при применении ПИД-регу-

лятора, и при этом минимизирует время, необходимое для стабилизации ракеты на заданной траектории [7].

Эту задачу можно решить путем рационального использования ПД- и ПИД-регуляторов в формировании сигнала управления в каждом из двух каналов для обеспечения необходимой степени астатизма системы и её быстродействия.

Структурная схема системы управления с регулятором переменой структуры показана на рис.5.19.

На вход регуляторов переменной структуры поступают отклонения ракеты от заданной траектории, на выходе которых формируются управляющие сигналы, которые затем преобразовываются с помощью синусно-косинусного преобразователя и гироскопа крена в заданные углы отклонения рулей ракеты по двум каналам управления. В зависимости от скорости полёта и эффективности рулей один из входных сигналов следящего привода может отключаться (включаться) по команде порогового устройства.

Структурная схема для реализации регулятора переменой структуры показана на рис.5.20.

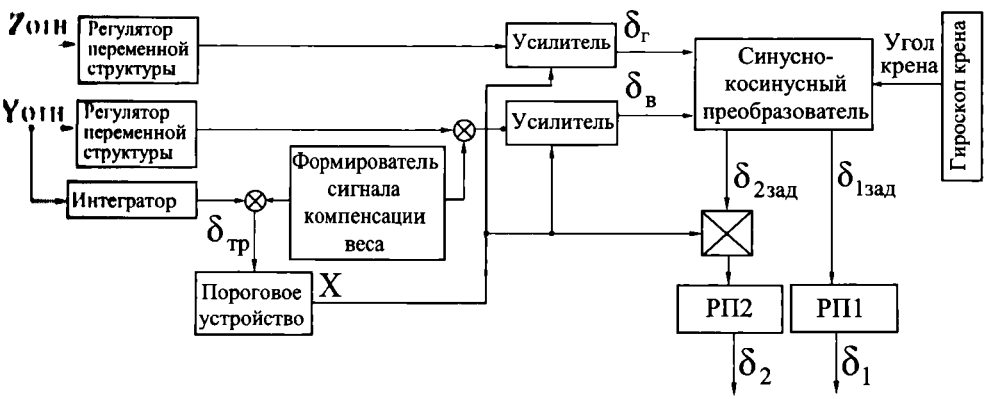


Рис. 5.19 Структурная схема системы управления с регулятором переменной структуры

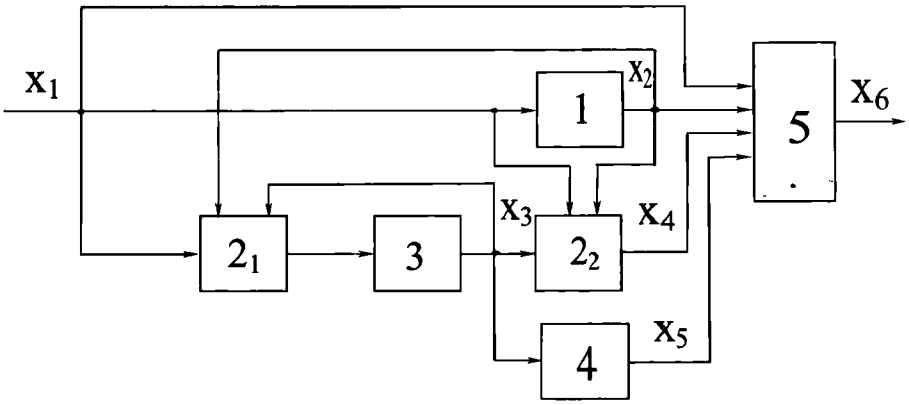


Рис. 5.20 Структурная схема регулятора переменной структуры

Поскольку регуляторы переменной структуры в вертикальном и горизонтальном каналах управления идентичны, на структурной схеме (рис. 5.20) входные сигналы $Y_{отн}$ и $Z_{отн}$ (рис.5.19) обозначены X_1. Регулятор переменной структуры содержит дифференцирующее устройство 1, два ключевых устройства с тремя входами 2, интегрирующее устройство 3, аккумулирующее устройство 4, сумматор с четырьмя входами 5.

Вход регулятора переменной структуры соединён с первым входом сумматора 5, входом дифференцирующего устройства 1, первым входом ключевого элемента 2_1 и вторым входом ключевого элемента 2_2. Выход дифференцирующего устройства 1 соединён со вторыми входами суммирующего устройства 5 и ключевого устройства 2_1, а также с третьим входом ключевого устройства 2_2. Выход ключевого устройства 2_1 подключён к входу интегрирующего устройства 3, выход которого сосединён с третьим входом ключевого устройства 2_2, входом аккумулирующего устройства 4 и с первым входом ключевого устройс-

тва 2_2, выход которого подключён к третьему входу сумматора 5.Выход аккумулирующего устройства 4 соединён с четвёртым входом сумматора 5.

Параметры дифференцирующего устройства 1 и интегрирующего устройства 3 выбираются, исходя из условий обеспечения необходимых запасов устойчивости системы стабилизации таким образом, чтобы высокочастотные ветви амплитудно - фазовых характеристик разомкнутой системы стабилизации совпадали при работе схемы как в режиме ПИД -, так и в режиме ПД - регулятора, без переключения значений коэффициента усиления системы стабилизации.

Схема регулятора работает следующим образом. На входы ключевого элемента 2_1 поступают сигналы:

X_1, соответствующий текущему отклонению ракеты от заданной траектории (сигнал ошибки); X_2, пропорциональный скорости изменения сигнала ошибки; X_3, пропорциональный интегралу от сигнала ошибки.

Коэффициент передачи ключевого устройства 2_1 формируется по закону:

$$K_2 = \begin{cases} 0, \textit{если} \left(X_1 X_2 < 0\right) \vee \left(X_1 X_3 > 0\right) \vee \left(|X_2| < K\ |X_1|\right) \\ 1, \quad \textit{иначе}. \end{cases}.$$

Конкретное значение параметра К выбирается с учётом динамических характеристик ракеты и выбранных параметров ПИД - регулятора.

Выходной сигнал ключевого устройства 2_1 поступает на вход интегрирующего устройства 3, на выходе которого формируется сигнал X_3, пропорциональный интегралу от сигнала ошибки. Данный сигнал вместе с сигналами X_1 и X_2 поступает на вход

ключевого устройства 2_2, выходной сигнал которого формируется по закону:

$$X_4 = \begin{cases} 0, если (X_1 X_2 > 0) \vee (X_1 X_3 < 0). \\ X_3, \quad иначе \end{cases}$$

Одновременно с этим сигнал X_3 поступает на вход аккумулирующего устройства 4, которое в заданные моменты времени обновляет значение своего выходного сигнала X_5 и обнуляет содержимое интегрирующего устройства 3 в зависимости от времени полёта, т.е. если $t = i \cdot \tau$, $i = 1,2,3...$, то $X_{5i} = X_{5i-1} + X_3$ и $X_3 = 0$, где τ - расчётный период колебаний ракеты относительно заданной траектории.

Применение аккумулирующего устройства позволяет избежать потери необходимой степени астатизма системы стабилизации ракеты и уменьшить амплитуду скачкообразного изменения входных сигналов, подаваемых на исполнительные органы - рулевые приводы.

Сигналы X_1, X_2, X_4, X_5 поступают на входы суммирующего устройства, которое формирует выходной сигнал регулятора переменной структуры $X_6 = X_1 + X_2 - X_4 + X_5$.

Очевидно, что в зависимости от текущих значений фазовых координат состояния ракеты X_1, X_2, X_3, приведённая схема работает в режиме как ПИД-, так и ПД- регулятора. Корректный подбор параметров ПИД- регулятора и коэффициента К, входящего в алгоритм работы переключателя 2_1, позволяют получить близкие к оптимальным траектории изображающей точки в фазовом пространстве координат состояния ракеты. Это приводит к существенному сокращению времени, ко-

торое необходимо для стабилизации ракеты на заданной траектории в различных режимах полёта, без потери требуемой степени астатизма системы стабилизации ракеты.

Таким образом, применение регулятора переменной структуры позволяет использовать преимущества как ПИД; так и ПД- регулятора, достигать требуемого качества процесса стабилизации, повысить быстродействие и точность наведения в широких условиях применения ракеты.

5.7. Изменение параметров системы управления на участке работы маршевого двигателя

Так как вращающаяся ракета с тянущим маршевым двигателем, сопла которого расположены впереди центра масс ракеты, имеет существенно нестационарные аэродинамические характеристики, которые зависят не только от угла атаки и скорости набегающего потока, но изменяются скачкообразно на участке работы двигателя. Это обстоятельство предъявляет особые технические требования к построению системы управления, выбору ее структуры и обоснованию параметров. Построение адаптивной системы управления для такой ракеты сопряжено с техническими трудностями по обеспечению динамической устойчивости при самонастройке структуры регулятора из-за высоких требований к быстродействию контура управления. В классической адаптивной системе управления параметры контура самонастройки изменяются в зависимости от скоростного напора, который достаточно плавно изменяется на траектории полета. В рассматриваемом слу-

чае при включении и выключении маршевого двигателя параметры ракеты как объекта управления изменяются скачкообразно, в то время как в контуре самонастройки некоторое время проводится анализ фазовых координат системы, а затем вырабатывается нужное управляющее воздействие.

В системах управления переменной структуры повышают коэффициент разомкнутой системы и тем самым уменьшают статические ошибки при обработке управляющих воздействий, а также увеличивают и быстродействие при сохранении заданных запасов устойчивости.

В связи с особенностью построения систем управления для ствольных ракет без традиционного контура стабилизации на базе датчиков угловых скоростей и линейных ускорений, не представляется возможность реализовать классическую систему с переменной структурой, для которой требуются производные высших порядков от фазовых координат системы управления и ракеты.

Адаптацию системы управления к изменяющимся дискретно аэродинамическим характеристикам также необходимо обеспечивать путем скачкообразного изменения основных параметров системы управления в заранее определенные моменты времени: моменты включения и выключения маршевого двигателя.

В системах управления вращающихся ракет, наводящихся в лазерном луче, реализуют принцип управления по отклонению линейных координат центра масс ракеты от центральной линии информационного поля управления. Для этой цели измеряют горизонтальную и вертикальную составляющие отклонений в системе координат пункта управления, осуществля-

ют преобразование этих отклонений в связанную с ракетой систему координат, и отклоняют рулевые органы управления с помощью следящих приводов для их компенсации. Для обеспечения устойчивости контура управления вводят в закон регулирования первую производную от указанных отклонений. Введение интегралов от регулируемых величин позволяет уменьшить статическую ошибку в системе управления. Для подавления шумов в управляющих сигналах в каналы управления вводят фильтры-«пробки» на собственной частоте ракеты как объекта управления.

Если в рассматриваемую систему управления, содержащую ПД- и ПИД-регуляторы, ввести соответствующие нелинейные переключения параметров в моменты включения и выключения маршевого двигателя, то такую систему управления можно дополнительно искусственно адаптировать к скачкообразному изменению аэродинамических характеристик и параметров ракеты как объекта управления.

Решение данной задачи требует достаточно точного знания моментов времени включения и выключения маршевого двигателя. В связи с тем, что время окончания работы маршевого двигателя существенно зависит от температуры окружающей среды, то выбор момента от его окончания должен выбираться с учетом его разброса так, чтобы это не ухудшало устойчивость системы управления.

При включении маршевого ракетного двигателя, сопла которого расположены впереди центра масс ракеты, снижается запас продольной статической устойчивости и уменьшается собственная частота колебаний по углу атаки, в результате чего ракета совершает спиралеобразное движение относительно центра лазерного луча. При этом возрастает коэффи-

циент передачи ракеты как объекта управления, что снижает запасы устойчивости в системе управления по амплитуде и фазе. При этом закладываемые заданные углы отклонения рулей могут вывести ракету на недопустимо большие углы атаки, приводимые к потере устойчивости. В результате изменения собственной частоты ракеты фильтр-«пробка», настраиваемый без учета влияния струй маршевого двигателя, не выполняет возложенные на него функции.

Поэтому для обеспечения устойчивости и управляемости ракеты необходимо дискретно изменять параметры системы управления на участке работы маршевого двигателя [9].

На рис. 5.21 показана структурная схема системы управления, реализующая предлагаемый способ управления. Она содержит приемник лазерного излучения 1, блок выделения координат 2, усилители 3 и 4, фильтры-«пробки» 5 и 6 в каналах тангажа и рыскания, блок формирования компенсации силы тяжести 7, ограничители заданного угла отклонения рулей с переменным порогом 8 и 9, гироскопический датчик угла крена 10, синусно-косинусный преобразователь 11 и электрические рулевые приводы 12 и 13.

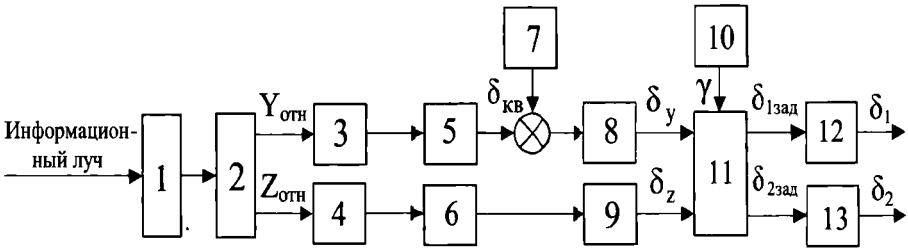


Рис. 5.21 Структурная схема системы управления при изменении параметров на участке работы маршевого двигателя

Усилители 3 и 4 имеют переменный коэффициент передачи

$$k_{3,4} = \begin{cases} k_o(t), \text{ если } t > t_{дв}, \\ k_o(t) - \Delta k, \text{ если } t \le t_{дв}. \end{cases}$$

Передаточная функция фильтра-«пробки» имеет вид:

$$W_{5,6} = \frac{T^2 p^2 + 2T\xi_1 p + 1}{T^2 p^2 + 2T\xi_2 p + 1},$$

$$T = \begin{cases} T_o(t), \text{ если } t > t_{дв}, \\ T_o(t) + \Delta T, \text{ если } t \le t_{дв}. \end{cases}$$

Сигнал компенсации силы тяжести изменяется по закону

$$\delta_{кв} = \begin{cases} \delta_{кв_0}(t), \text{ если } t > t_{дв}, \\ \delta_{кв_0}(t) - \Delta\delta_{кв}, \text{ если } t \le t_{дв}. \end{cases}$$

Порог ограничения заданного угла отклонения рулей

$$U_{8,9} = \begin{cases} U_o(t), \text{ если } t > t_{дв}, \\ U_o(t) - \Delta U, \text{ если } t \le t_{дв}. \end{cases}$$

Здесь Δk, ΔU, ΔT, $\Delta\delta_{кв}$ – поправки к параметрам системы управления на участке работы маршевого двигателя.

В связи с тем, что при включении маршевого двигателя снижается степень продольной статической устойчивости ракеты, резко повышается коэффициент усиления разомкнутой системы за счет объекта управления, то в этот момент его необходимо искусственно снизить уменьшением коэффициента усиления управляющего сигнала. Это позволит уменьшить угол отклонения рулей и обеспечить устойчивость контура управления. Дополнительное ограничение угла отклонения рулей позволит повысить помехоустойчивость системы, исключить флуктуационные выбросы в амплитуде углов отклонения рулей.

Изменение постоянной времени фильтра-«пробки» позволит адекватно подавлять составляющие в управляющем сигнале на собственной частоте ракеты в моменг работы двигательной установки.

В выражениях для параметров системы управления принято, что маршевый двигатель включается в момент старта ракеты при t=0 с начальной скоростью V_0.

Система управления функционирует следующим образом.

Принимаемая информация по лазерному каналу приемником 1 передается на блок выделения координат 2, который определяет положение ракеты относительно центра лазерного луча – координаты $Y_{отн}$, $Z_{отн}$ в системе координат излучателя. Усилители 3 и 4 преобразуют относительные координаты в управляющие сигналы, которые поступают на фильтры-«пробки» 5 и 6, настроенные на собственную частоту ракеты. В результате чего в управляющем сигнале подавляются составляющие, вызывающие резонансные явления в контуре управления.

Для обеспечения горизонтального полета ракеты в канале тангажа введен сигнал компенсации силы тяжести $\delta_{кв}$, который действует в течение всего времени полета. На участке работы маршевого двигателя управляющий сигнал ограничивается ограничителями 8, 9, по окончании работы двигателя ограничение снимается.

Синусно-косинусный преобразователь 11 по информации с гироскопического датчика угла крена γ преобразует управляющие сигналы из системы координат, связанной с излучателем, в связанную с ракетой систему координат, в которой осуществляется управление по тангажу и рысканию. Электрические рулевые приводы 12 и 13 отрабатывают поступающие на них гармонические сигналы $\delta_{1зад}$, $\delta_{2зад}$ на частоте вращения ракеты, в результате чего относительные координаты Y_{OTH}, Z_{OTH} стремятся к их нулевым значениям.

Значение указанных поправок к параметрам системы управления обосновываются с помощью построения амплитудно-фазовых характеристик разомкнутого и замкнутого контуров управления и обеспечения необходимого запаса устойчивости по амплитуде и фазе.

Таким образом, система управления может быть реализована так, что основные параметры, определяющие ее устойчивость, дискретно изменяются в фиксированные моменты времени, которые связаны с временной диаграммой работы маршевого твердотопливного двигателя.

Такая система управления, ее структура, перестройка параметров достаточно просто может быть реализована в цифровом виде алгоритмически.

5.8. Математическое моделирование полета ракеты

Математическое моделирование является мощным инструментом, применяемым на всех этапах разработки и испытаний ракеты.

Математическое моделирование позволяет определить требования к аэродинамическим, тяговым и массо-инерционным характеристикам ракеты, разработать алгоритм управления, выработать требования к составным частям системы управления ракеты и внешнего контура наведения, корректировать алгоритм управления ракетой с учетом реально полученных характеристик ракеты, элементов системы управления и контура наведения. Математическое моделирование в значительной степени упрощает анализ результатов натурных испытаний ракеты, позволяет производить поиск решений, улучшающих качество стабилизации ракеты в информационном поле.

Математическое моделирование производится путем численного интегрирования системы уравнений (5.1) – (5.6), что позволяет рассчитать все параметры движения ракеты.

Для решения данной задачи составляется алгоритм моделирования. Алгоритм моделирования разрабатывается таким образом, чтобы по возможности более точно учесть все факторы, которые влияют на полет ракеты, работу ее системы управления и контура наведения. Данный алгоритм можно условно разбить на три части: задание начальных условий, цикл интегрирования и отображение результатов расчета.

На первых этапах разработки вводят расчетные начальные условия полета ракеты (модуль и направление вектора скорости ракеты, начальные углы

тангажа, рыскания, крена, угловые скорости и т.д) и расчетные начальные параметры контура наведения. По мере накопления экспериментальных данных при проведении макетирования и натурных испытаний данные параметры уточняются и вносятся в математическую модель.

В цикле интегрирования решается ряд задач. В зависимости от заданных условий пуска, дальности, скорости и маневра цели моделируется работа контура наведения ракеты, рассчитывается положение информационного поля в пространстве. Модель контура наведения уточняется в процессе проведения экспериментальных работ.

При моделировании работы системы управления ракеты учитываются и уточняются в процессе отработки ракеты особенности и динамика работы всех составных частей системы управления: блока выделения координат, бортового процессора, гирораскладчика, рулевых приводов и т.д. Подробно описывается циклограмма работы системы управления. На начальном этапе разработки алгоритм управления ракетой может быть описан при помощи дифференциальных уравнений, затем эти уравнения заменяются на разностные. На последних этапах разработки алгоритм управления ракетой, введенный в математическую модель, должен полностью соответствовать алгоритму, который вводится в бортовой процессор ракеты. По мере получения экспериментальных данных модель системы управления уточняется, в нее вводятся различные возмущающие факторы, влияющие на ее работу: например, шумовые составляющие определенной амплитуды и частоты, возникающие при выделении относительных координат ракеты, прецессия гирораскладчика,

смещение фотоприемного устройства относительно продольной оси ракеты и т.д.

С учетом текущих условий полета, углов отклонения рулей, положения центра масс рассчитываются аэродинамические силы и моменты, действующие на ракету. В начале разработки значения данных сил и моментов могут определяться при помощи различных приближенных функциональных зависимостей от скорости, углов атаки и т.д. На последующих этапах разработки аэродинамические силы и моменты вводятся в модель при помощи интерполяции табличных данных, полученных в результате экспериментальных исследований аэродинамических характеристик ракеты.

Сила тяги, создаваемая маршевым двигателем в данный момент полета вначале может приближенно задаваться как функция времени, а затем определяться при помощи табличных данных, полученных при экспериментальных прожигах маршевого двигателя. В математическую модель вводятся соотношения, позволяющие учесть влияние работы маршевого двигателя на аэродинамические характеристики ракеты.

Затем производится интегрирование дифференциальных уравнений, описывающих работу контура наведения, системы управления ракетой, а также уравнений (5.1) – (5.6), описывающих движение ракеты в пространстве.

Результаты расчетов регистрируются в оперативной памяти вычислительной машины, а затем, при необходимости, записываются на запоминающее устройство.

При математическом моделировании из решения системы дифференциальных уравнений (5.1)

– (5.6), можно определить текущие координаты y, z центра масс ракеты. Исходя из выбранного метода наведения можно определить заданное положение центра масс $y_{зад}$, $z_{зад}$, для данного момента времени полета. Текущее отклонение ракеты от заданной траектории полета определяется из соотношений:

$$\begin{cases} \Delta Y = y - y_{зад}; \\ \Delta Z = z - z_{зад}. \end{cases} \qquad (5.22)$$

Предположив, что сглаживающий фильтр в структурной схеме формирования команд ракеты представляет собой апериодическое звено 3 порядка с постоянной времени $T_ф$, упрощенный алгоритм работы формирования заданных углов отклонения рулей может быть представлен в виде следующей системы дифференциальных уравнений (см. рис. 5.6):

$$\begin{cases} T_ф^3 \dfrac{d^3Y_1}{dt^3} + 3T_ф^2 \dfrac{d^2Y_1}{dt^2} + 3T_ф \dfrac{dY_1}{dt} = \Delta Y; \\ \dfrac{dY_2}{dt} = K_u \left(T_{пид}^2 \dfrac{d^2Y_1}{dt^2} + 2\xi_{пид} T_{пид} \dfrac{dY_1}{dt} + 1 \right); \\ Y_з = K_{ус} Y_2; \\ T_a^2 \dfrac{d^2Y_4}{dt^2} + 2T_a\xi_1 \dfrac{dY_4}{dt} + Y_4 = T_a^2 \dfrac{d^2Y_3}{dt^2} + 2T_a\xi_2 \dfrac{dY_3}{dt} + Y_3; \\ \delta_y = Y_4 + \delta_{кв}; \\ T_ф^3 \dfrac{d^3Z_1}{dt^3} + 3T_ф^2 \dfrac{d^2Z_1}{dt^2} + 3T_ф \dfrac{dZ_1}{dt} = \Delta Z; \\ \dfrac{dZ_2}{dt} = K_u \left(T_{пид}^2 \dfrac{d^2Z_1}{dt^2} + 2\xi_{пид} T_{пид} \dfrac{dZ_1}{dt} + 1 \right); \\ Z_з = K_{ус} Z_2; \\ T_a^2 \dfrac{d^2Z_4}{dt^2} + 2T_a\xi_1 \dfrac{dZ_4}{dt} + Z_4 = T_a^2 \dfrac{d^2Z_3}{dt^2} + 2T_a\xi_2 \dfrac{dZ_3}{dt} + Z_3; \\ \delta_z = Z_4. \end{cases} \qquad (5.23)$$

При этом сигналы δ_y, δ_z представляют собой заданные амплитуды отклонения аэродинамических рулей ракеты в вертикальной и горизонтальной плоскостях, а сигнал $\delta_{кв}$ – команду компенсации силы тяжести.

Сигналы δ_y, δ_z согласно структурной схеме, приведенной на рис. 5.3, поступают на вход синусно-косинусного преобразователя, где с учетом текущего угла крена ракеты γ, значение которого определяется из системы уравнений (5.1) – (5.6), преобразуются в заданные углы отклонения аэродинамических рулей ракеты:

$$\begin{cases} \delta_{1зад} = \delta_y \cos\gamma + \delta_z \sin\gamma; \\ \delta_{2зад} = -\delta_y \sin\gamma + \delta_z \cos\gamma. \end{cases} \qquad (5.24)$$

Так как динамические характеристики рулевого привода близки к характеристикам колебательного звена с постоянной времени $T_{пр}$ и коэффициентом затухания $\xi_{пр}$, текущие углы δ_1, δ_2 отклонения аэродинамических рулей ракеты можно определить из уравнений

$$\begin{cases} T_{пр}^2 \dfrac{d^2\delta_1}{dt^2} + 2T_{пр}\xi_{пр}\dfrac{d\delta_1}{dt} + \delta_1 = \delta_{1зад}; \\ T_{пр}^2 \dfrac{d^2\delta_2}{dt^2} + 2T_{пр}\xi_{пр}\dfrac{d\delta_2}{dt} + \delta_2 = \delta_{2зад}. \end{cases} \qquad (5.25)$$

Зная текущие углы отклонения рулей, исходя из аэродинамических характеристик ракеты, времени и условий полета можно определить значения сил и моментов, действующих на ракету.

Для удобства программирования целесообразно уравнения (5.23), (5.25) записать в форме Коши как систему уравнений первого порядка.

Таким образом, совместное решение системы уравнений (5.1) – (5.6) и (5.22) – (5.25) позволяет производить математическое моделирование полета и определять промах ракеты в различных условиях применения, который определяет точность наведения ракеты на цель.

В дальнейшем результаты расчетов могут быть распечатаны или выведены на дисплей в табличном или графическом виде для их последующего анализа.

При анализе результатов математического моделирования особое внимание необходимо обращать на характер процесса стабилизации ракеты в информационном поле (устойчивость процесса, отсутствие автоколебаний), значения отклонений ракеты от заданной траектории (текущий промах), углы отклонения аэродинамических рулей, время полета ракеты на заданную дальность, значения углов тангажа и рыскания, от которых зависят условия срабатывания боевой части.

Для окончательной отработки системы управления перед испытаниями проводится полунатурное моделирование с использованием макетного образца или реального блока системы управления ракетой.

При этом вычислительная машина в процессе исследований при помощи вспомогательных устройств формирует на входе системы управления ракетой информационное поле, модулированное в соответствии с текущим отклонением ракеты от центра луча, а также подает на входы системы управления сигналы, имитирующие работу гирораскладчика. Углы отклонения аэродинамических рулей ракеты определяются путем измерений на-

пряжений на потенциометрах обратной связи рулевых приводов. Значения данных напряжений после аналого-цифрового преобразования поступают в вычислительную машину, пересчитываются в угловые величины и используются для моделирования полета ракеты.

В качестве примера рассмотрим некоторые типовые результаты моделирования полета условной ракеты данного класса.

На рис. 5.22 – 5.27 приведены результаты математического моделирования полета ракеты при ее применении с неподвижного носителя по неподвижной цели на дальности 5000 м в режиме без «Превышения». На рис. 5.22 показана траектория полета ракеты в вертикальной плоскости.

При моделировании принято, что ось абсцисс совпадает с линией визирования цели, задаваемой прибором наведения.

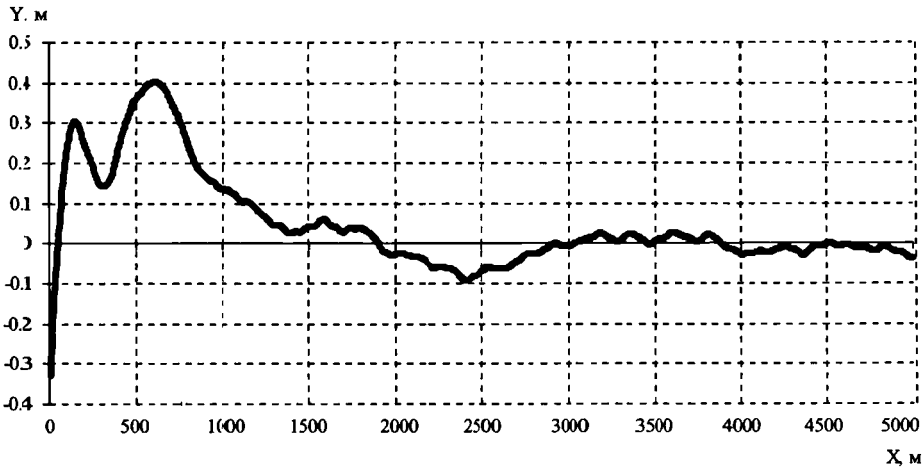


Рис. 5.22 Траектория полета в вертикальной плоскости без «Превышения»

Из результатов моделирования видно, что при данных условиях отклонение ракеты от центра луча при ее встреливании в информационное поле не превышает 0,4 м, затем ракета стабилизируется в информационном луче и продолжает полет, отклоняясь от заданной траектории не более чем на 0,1 м.

На рис. 5.23 показана полученная в результате расчетов амплитуда отклонения аэродинамических рулей ракеты в вертикальной плоскости.

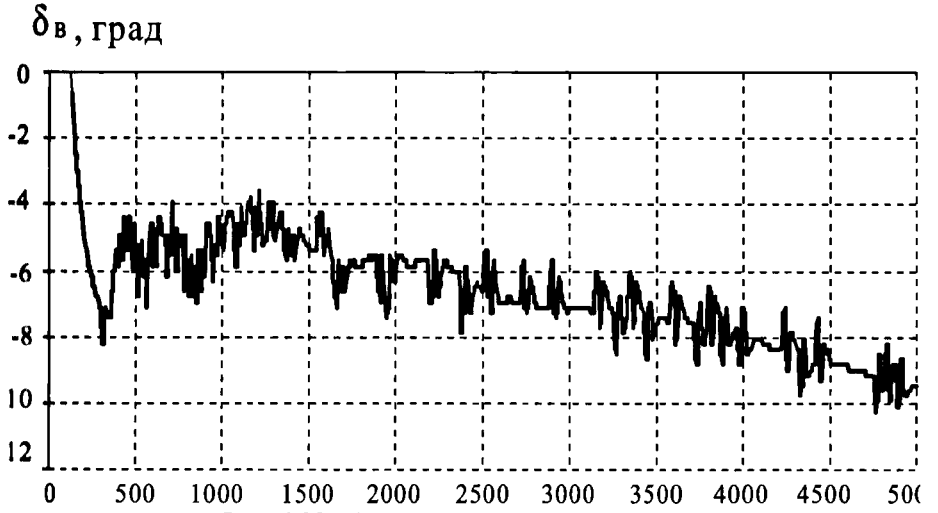


Рис. 5.23 Амплитуда отклонения рулей в вертикальной плоскости

На начальном участке полета происходит раскрытие консолей крыла и рулей ракеты, инициализация ее бортового процессора.

На дальности около 130 м аэродинамические рули начинают отрабатывать команды компенсации силы тяжести, а с дальности около 200 м система управления вырабатывает команды для стабилизации ракеты в центре информационного поля . Очевидно,

что при таких условиях полета значения амплитуды отклонения рулей в вертикальной плоскости определяются, в основном, необходимостью компенсации силы тяжести.

На рис. 5.24 показана траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости.

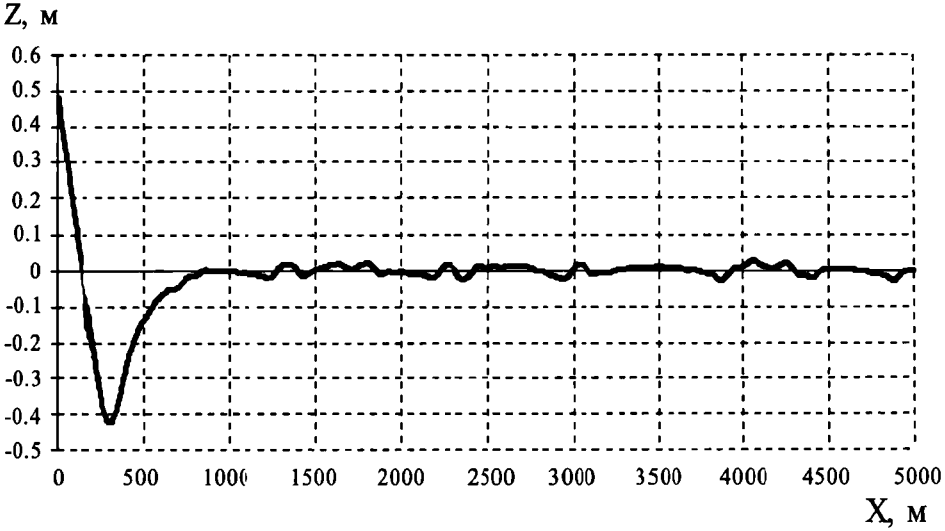


Рис.5.24 Траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости

Результаты моделирования показывают, что при входе ракеты в информационное поле максимальное отклонение от центра луча не превышает 0,45 м. Затем ракета стабилизируется на заданной траектории полета.

На рис. 5.25 показана амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости.

На рис. 5.26 показано изменение пространственного угла атаки ракеты по траектории полета.

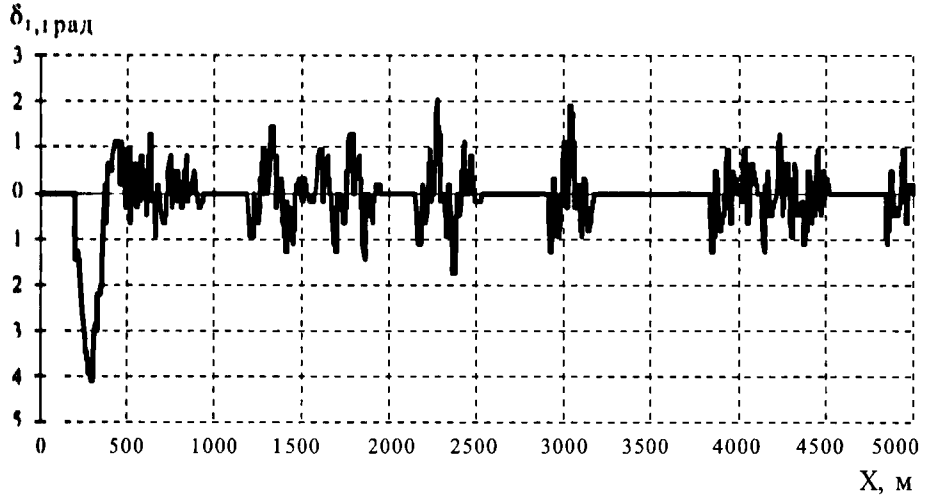


Рис. 5.25 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

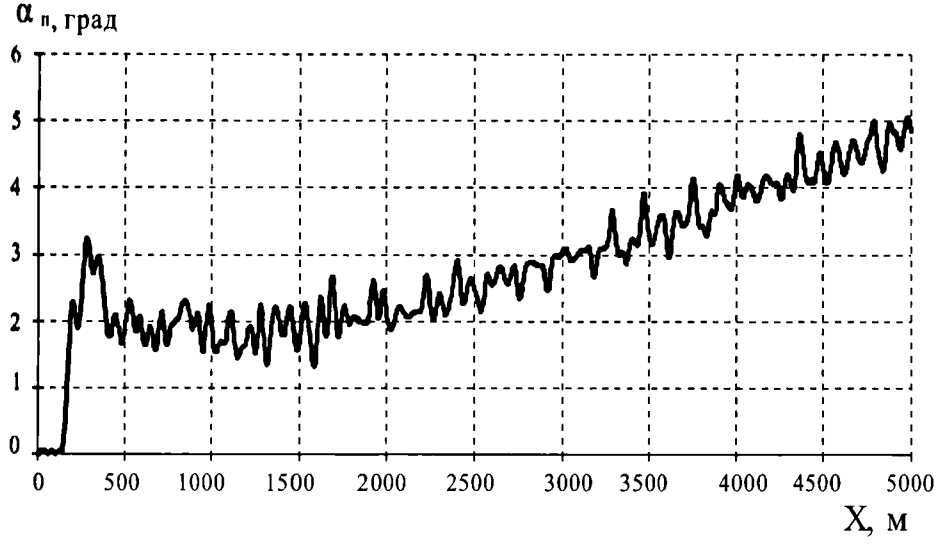


Рис. 5.26 Пространственный угол атаки

В данном режиме полета максимальный угол атаки близок к 5 градусам.

На рис. 5.27 показано полученное в результате расчетов изменение частоты вращения ракеты по крену в зависимости от дальности полета.

Максимальная частота вращения не превышает 11 об/с, а на дальности 5000 м частота вращения составляет около 7 об/с.

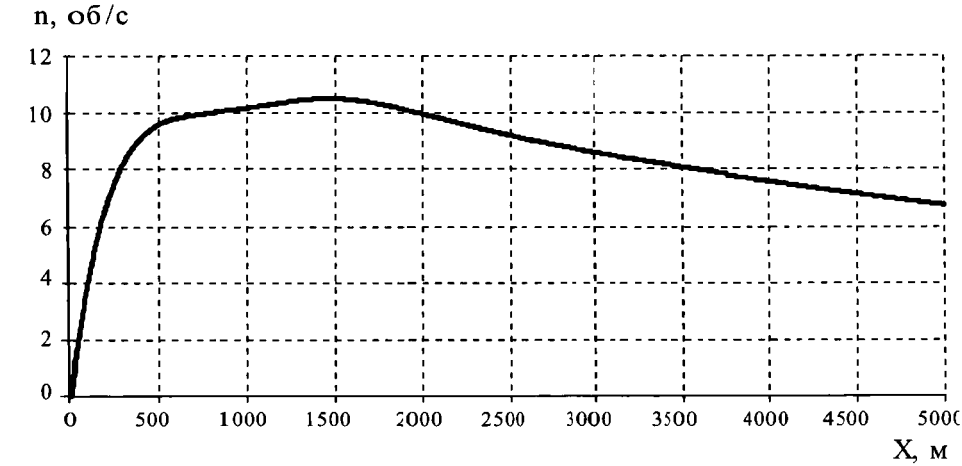


Рис. 5.27 Частота вращения ракеты по крену

Результаты математического моделирования полета ракеты при ее применении в режиме с «Превышением» показаны на рис. 5.28 – 5.30.

На рис. 5.28 показана траектория полета ракеты в вертикальной плоскости.

Прибор наведения в данном режиме полета на большей части траектории удерживает центр информационного поля выше линии визирования цели, а затем в заданный момент времени по определенному закону опускает его на линию визирования.

Рис. 5.28 Траектория полета в вертикальной плоскости с «Превышением»

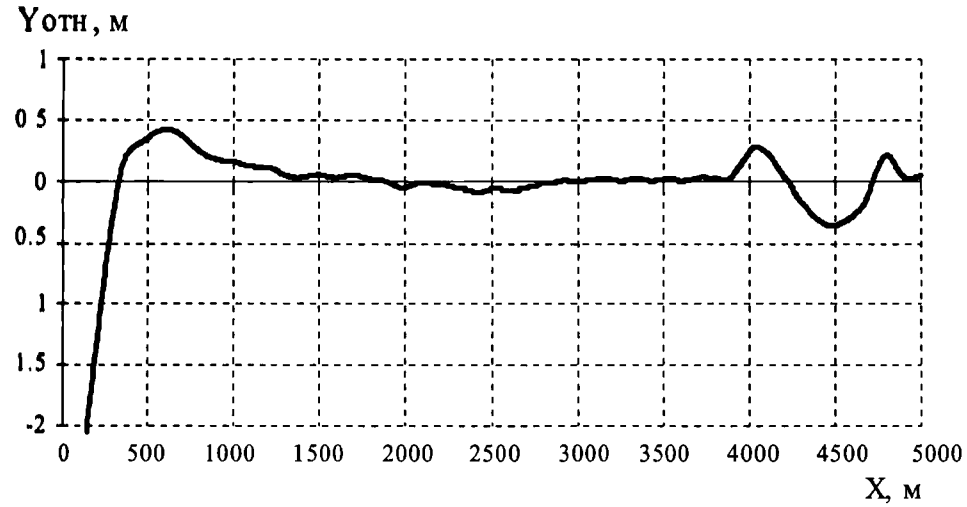


Рис. 5.29 Отклонение ракеты от заданной траектории

На рис. 5.29 показаны полученные в результате расчета отклонения ракеты от заданной траектории в вертикальной плоскости при ее полете в режиме с «Превышением».

Отклонения ракеты от центра информационного поля после входа в луч не превышают 0,5 м.

Сравнивая результаты моделирования, приведенные на рис. 5.23 - 5.30, можно отметить увеличение амплитуды отклонения рулей в вертикальной плоскости при выходе ракеты из режима «Превышение».

Рассмотрим результаты математического моделирования полета ракеты при ее применении по цели, двигающейся с постоянной скоростью 70 км/ч на дальности 5000 м.

На рис. 5.31 показана траектория полета ракеты в горизонтальной плоскости, на рис. 5.32 – отклонение ракеты от заданной траектории, на рис. 5.33 – измене-

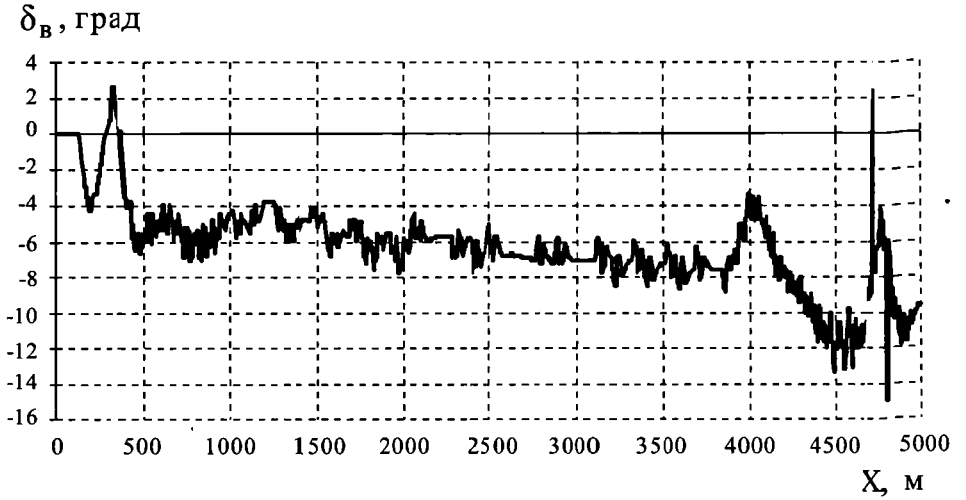


Рис. 5.30 Амплитуда отклонения рулей в вертикальной плоскости

ние амплитуды отклонения аэродинамических рулей в горизонтальной плоскости, а на рис. 5.34 – горизонтальная перегрузка, развиваемая ракетой.

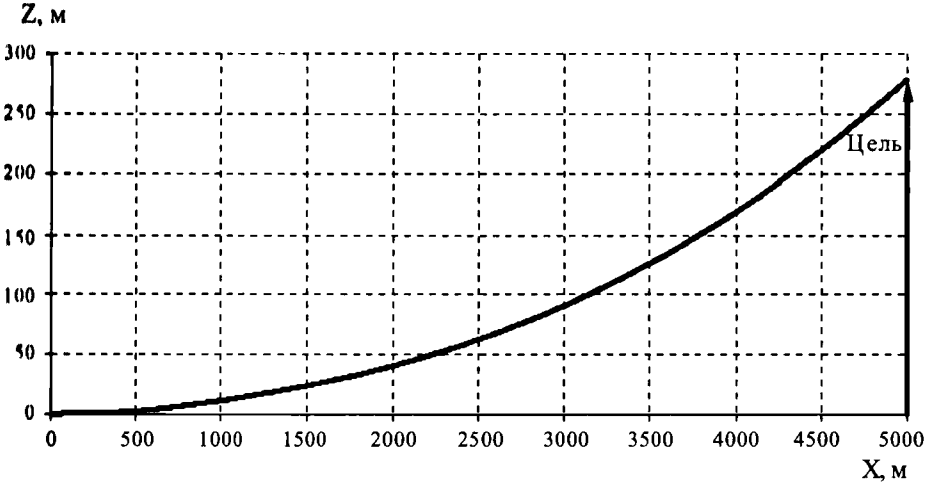


Рис. 5.31 Траектория полета в горизонтальной плоскости

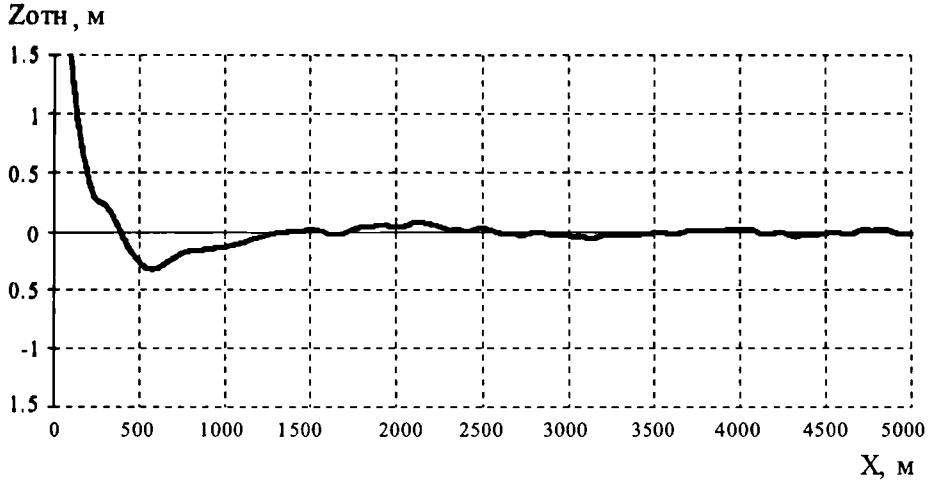


Рис. 5.32 Отклонение ракеты от заданной траектории

Как видно из рис. 5.32, после входа в информационное поле отклонение ракеты от заданной траектории не превышает 0,4 м, а к моменту попадания в цель близко к нулю. Из рис. 5.33 следует, что амплитуда отклонения рулей ракеты в горизонтальной плоскости не превышает 5 градусов, а максимальное значение горизонтальной перегрузки, с которой летит ракета, не превышает единицы.

Аналогичные параметры полета ракеты при ее применении по цели, двигающейся с постоянной скоростью 70 км/ч на дальности 1500 м, приведены на рис. 5.35 – 5.38.

Данный режим полета отличается от предыдущего более высокой угловой скоростью линии визирования цели и, следовательно, более жесткими требованиями к динамическим характеристикам ракеты.

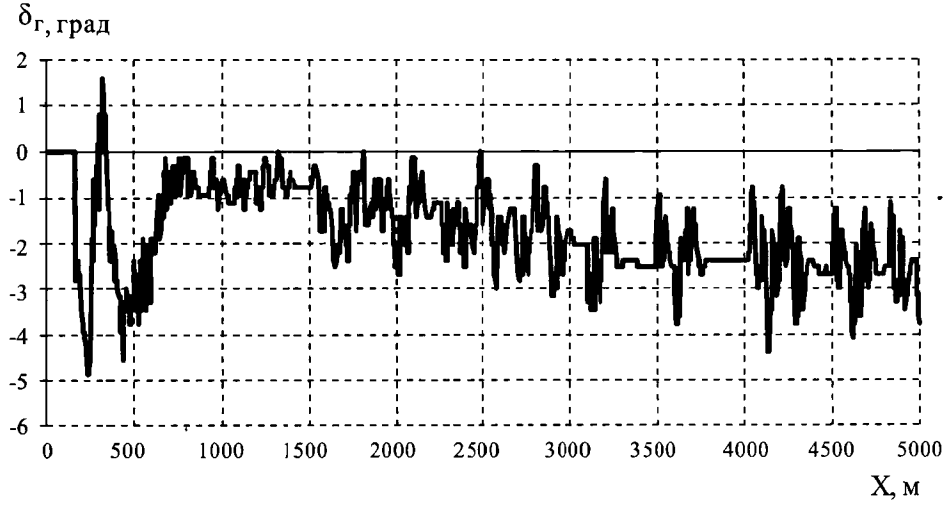


Рис. 5.33 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

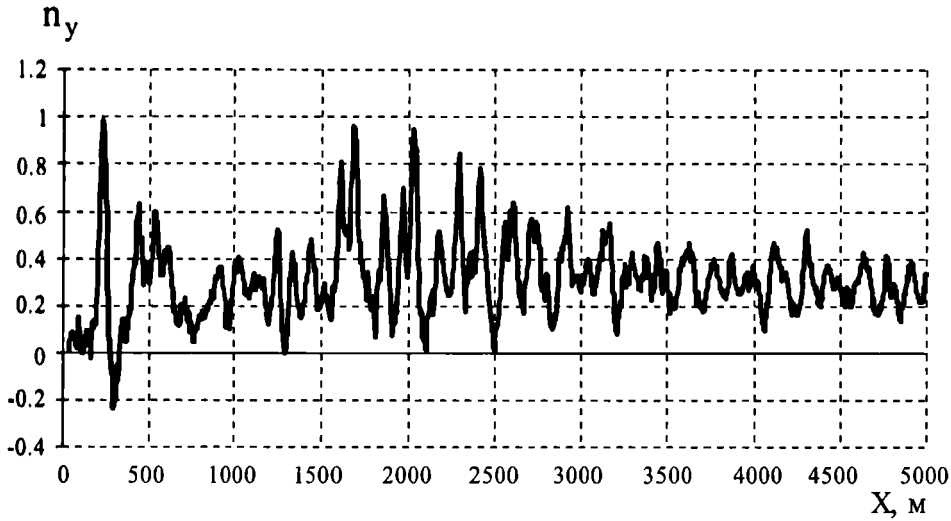


Рис. 5.34 Перегрузка ракеты в горизонтальной плоскости

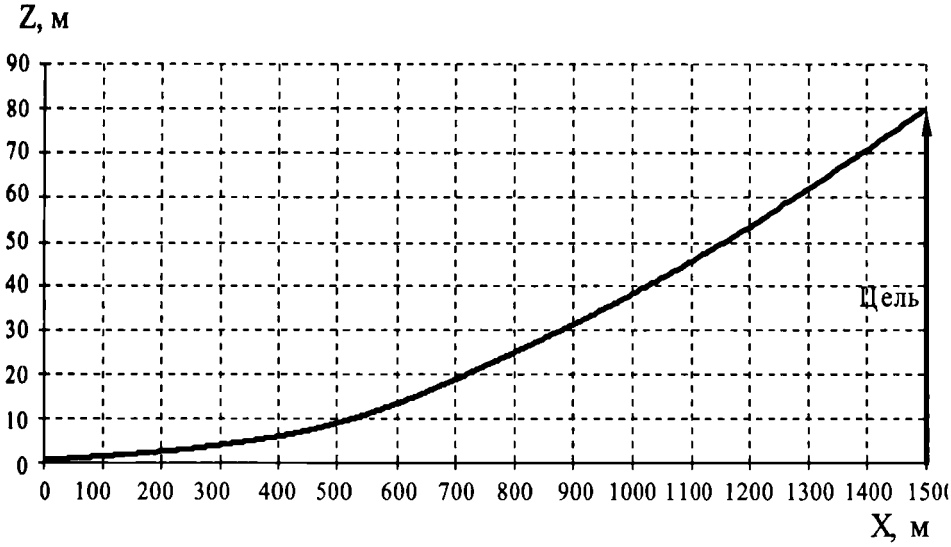


Рис. 5.35 Траектория полета в горизонтальной плоскости

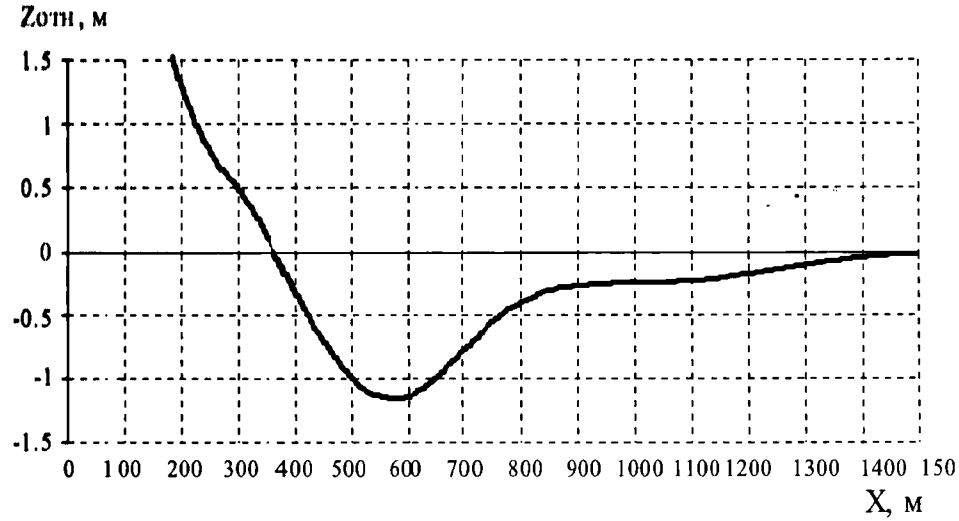


Рис. 5.36 Отклонение ракеты от заданной траектории

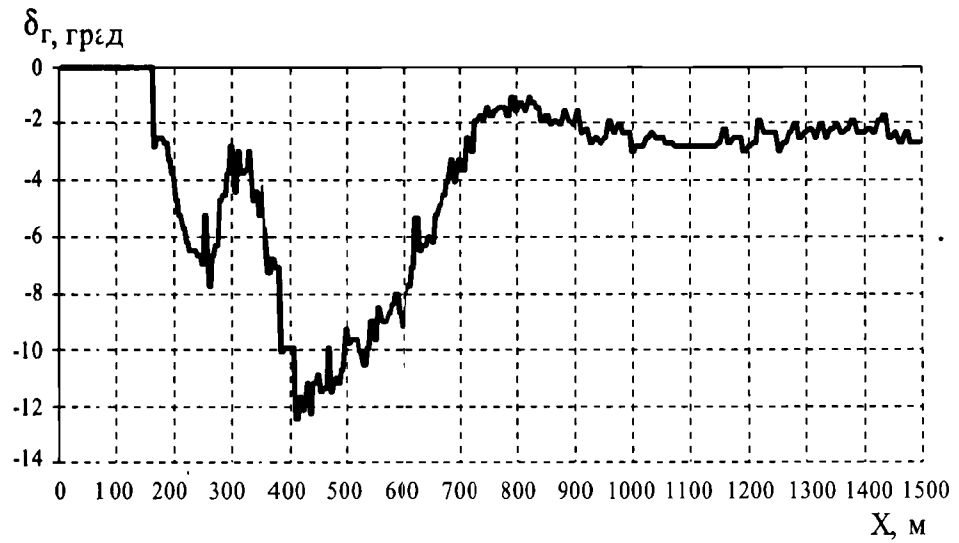


Рис. 5.37 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

Как следует из результатов расчета, максимальное отклонение ракеты от заданной траектории после входа в информационное поле в данном случае не превышает 1,2 м, амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости достигает 12 градусов, а перегрузка, с которой летит ракета в горизонтальной плоскости – 1,7.

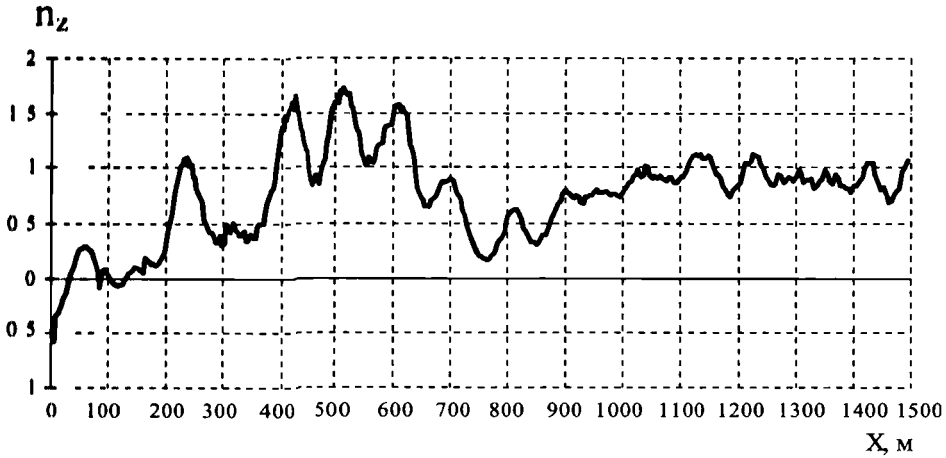


Рис. 5.38 Перегрузка ракеты в горизонтальной плоскости

На рис. 5.39 – 5.42 приведены полученные в результате математического моделирования параметры полета ракеты при применении по цели, которая совершает маневр типа «скачок из укрытия в укрытие».

Как видно из результатов расчета, при таком маневре цели отклонение ракеты от заданной траектории не превышает 0,3 м, амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости незначительна, а горизонтальная перегрузка ракеты меньше единицы.

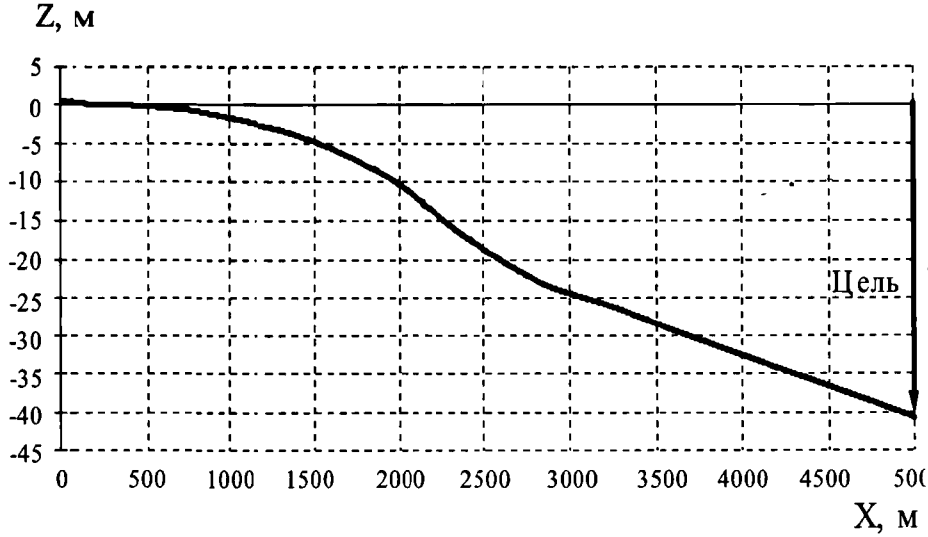


Рис. 5.39 Траектория полета в горизонтальной плоскости

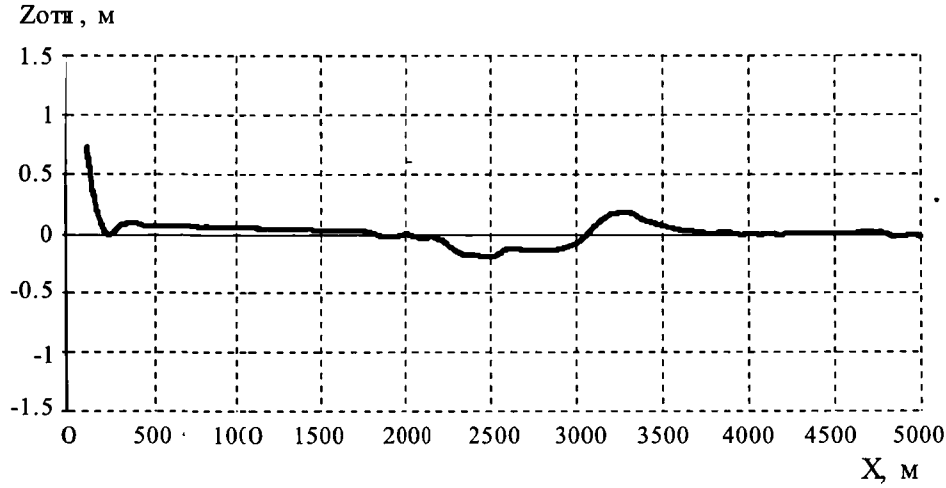


Рис. 5.40 Отклонение ракеты от заданной траектории

Расчетные параметры полета ракеты при ее применении по цели, совершающей маневр «Змейка», описанный в главе 1, приведены на рис. 5.43 – 5.46.

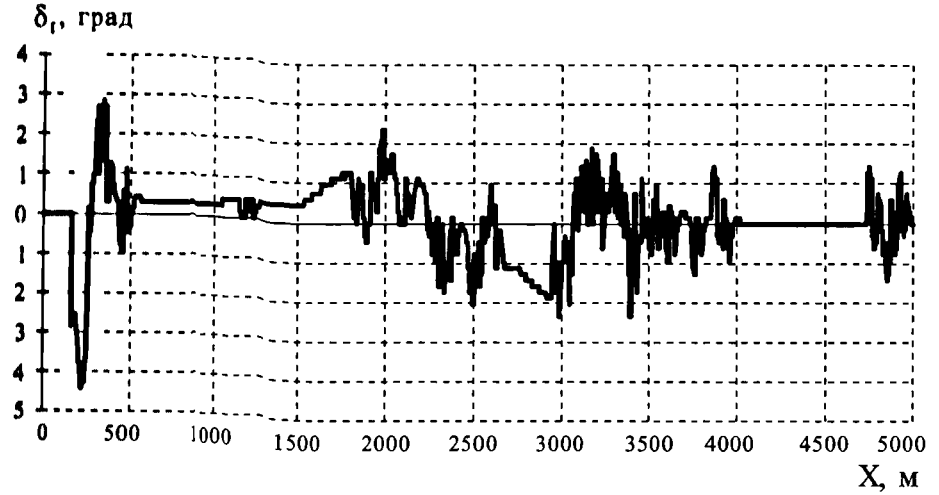


Рис. 5.41 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

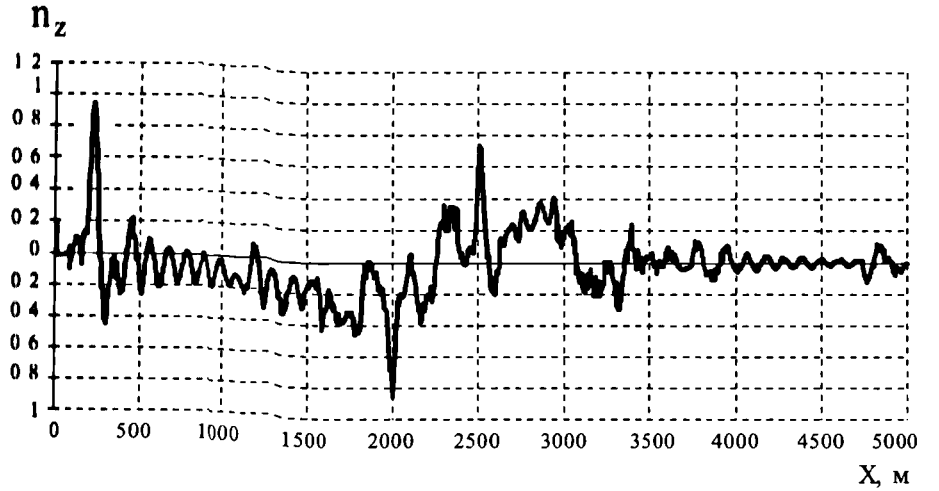


Рис. 5.42 Перегрузка ракеты в горизонтальной плоскости

Как следует из приведенных результатов моделирования полета ракеты, максимальное отклонение ракеты от заданной траектории не превышает 0,7 м.

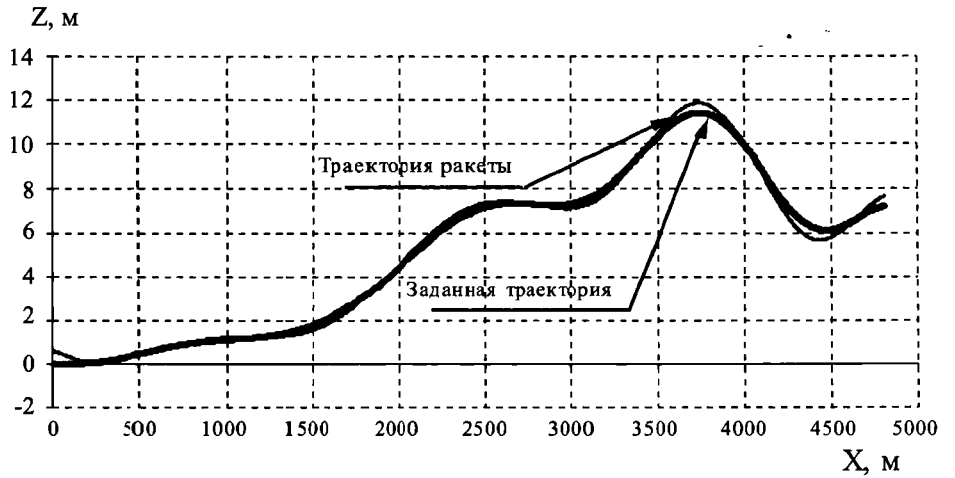


Рис. 5.43 Траектория полета в горизонтальной плоскости

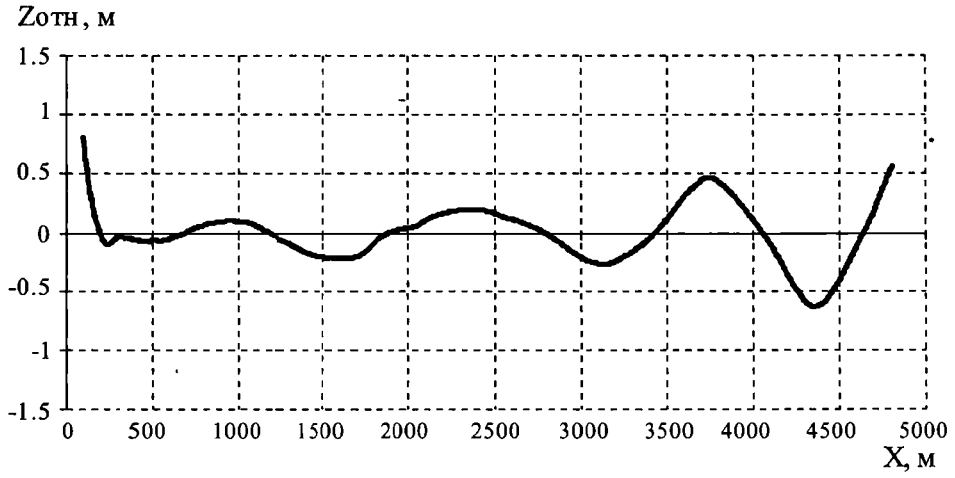


Рис. 5.44 Отклонение ракеты от заданной траектории

Учитывая погрешности работы и динамические характеристики различных элементов системы управления, путем математического моделирования

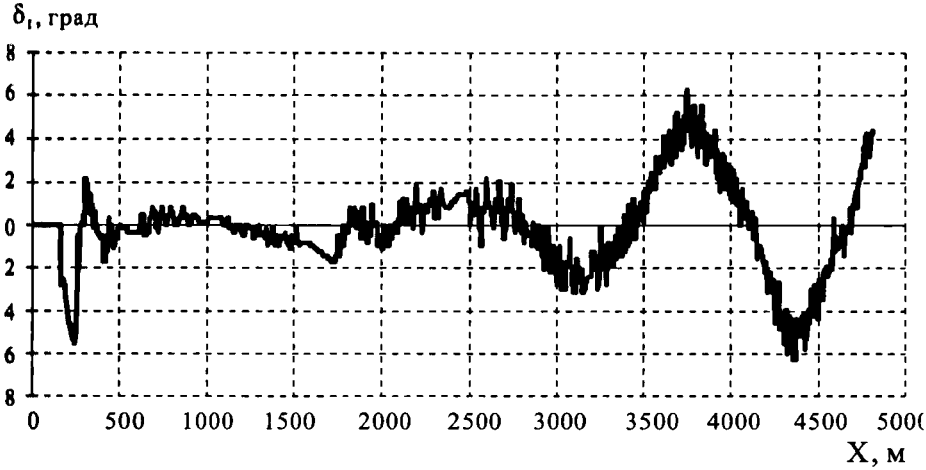


Рис. 5.45 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

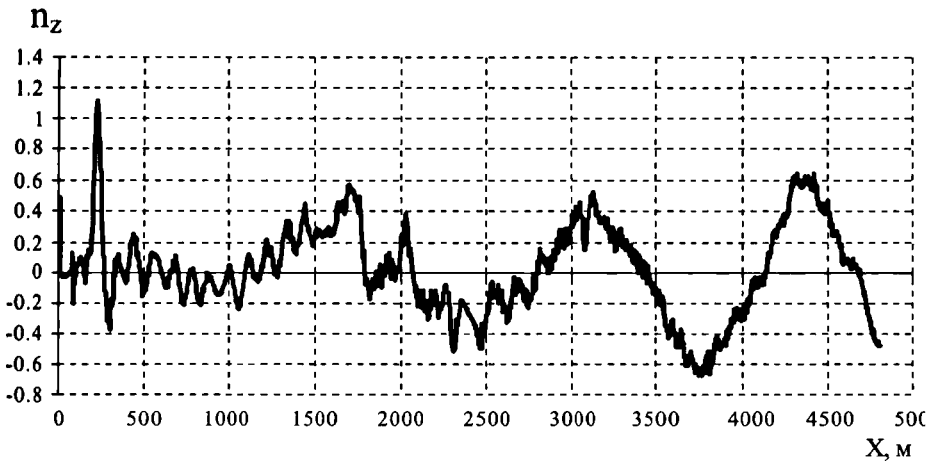


Рис. 5.46 Перегрузка ракеты в горизонтальной плоскости

полета ракеты могут быть определены требования к составным частям ее системы управления.

На рис. 5.47 – 5.51 показаны результаты математического моделирования полета ракеты в режиме без «Превышения» при условии, что координаты ракеты относительно центра информационного поля определяются с погрешностью, представляющей собой равномерно распределенную случайную составляющую с максимальной амплитудой 0,1 м.

Сравнивая полученные результаты с результатами математического моделирования, приведенными на рис. 5.2 – 5.26, можно отметить, что появление шумовой составляющей при определении относительных координат ракеты приводит к значительному увеличению амплитуды отклонения аэродинамических рулей, в сигналах, поступающих на входы рулевых приводов; появляется заметная высокочастотная

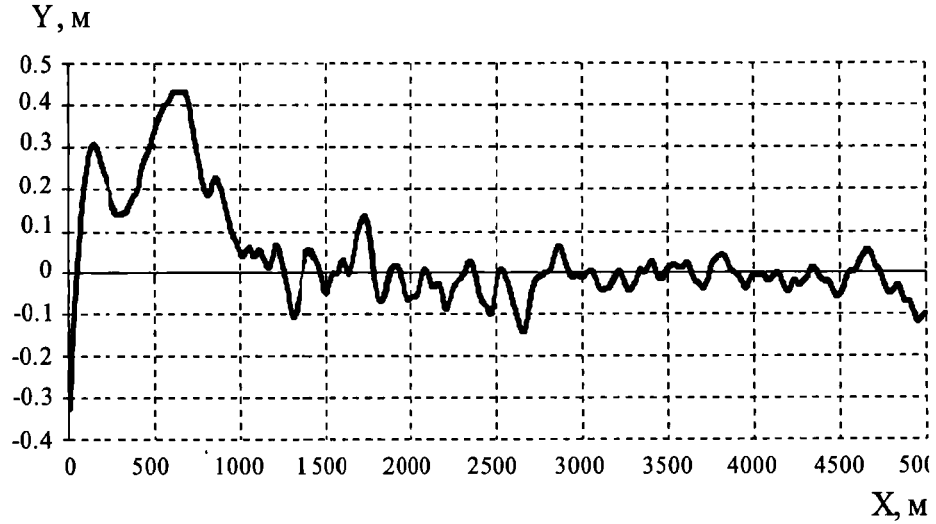


Рис. 5.47 Траектория полета в вертикальной плоскости без «Превышения»

составляющая, что ухудшает условия работы и динамические свойства приводов, приводит к повышенному потреблению энергии из источников питания ра-

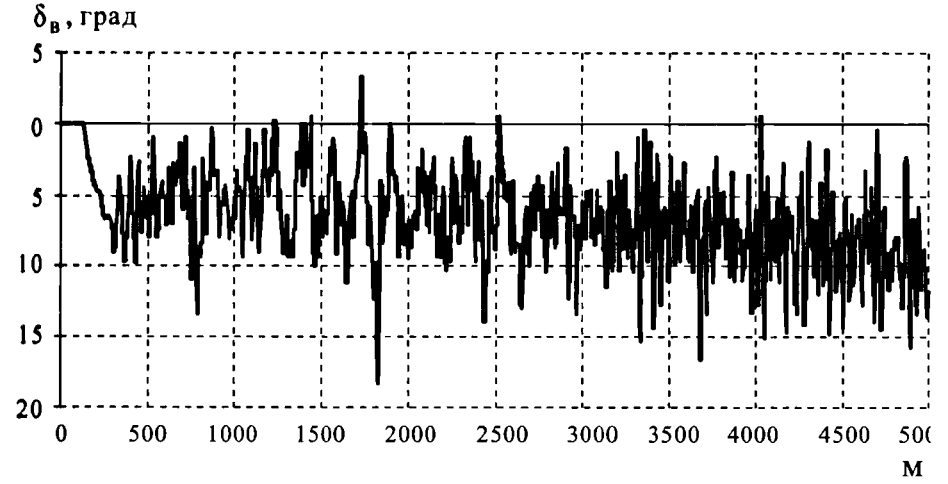


Рис. 5.48 Амплитуда отклонения рулей в вертикальной плоскости

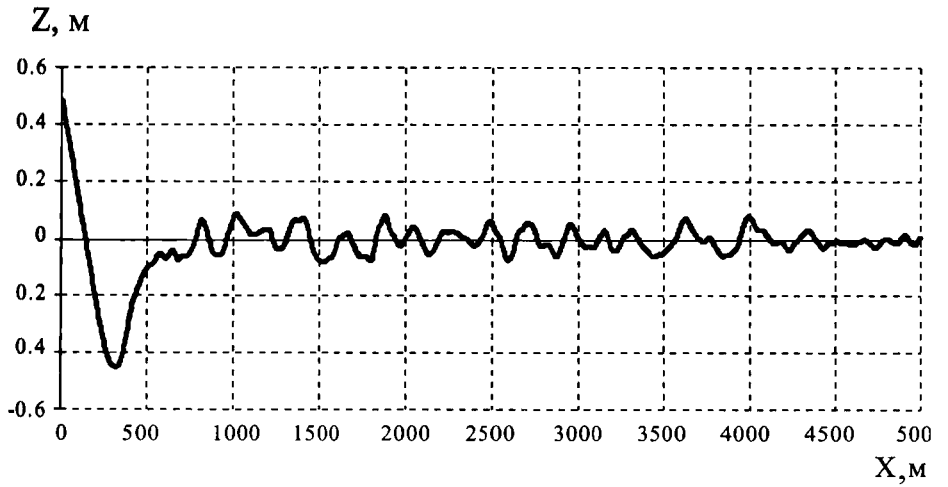


Рис. 5.49 Траектория полета в горизонтальной плоскости

кеты. Шумовая погрешность при определении относительных координат приводит к повышению амплитуды колебаний ракеты по углу атаки.

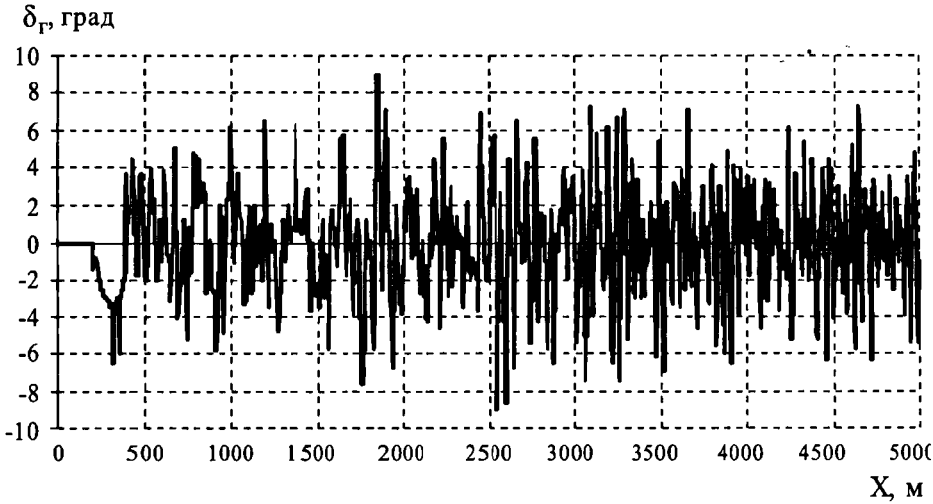


Рис. 5.50 Амплитуда отклонения рулей в горизонтальной плоскости

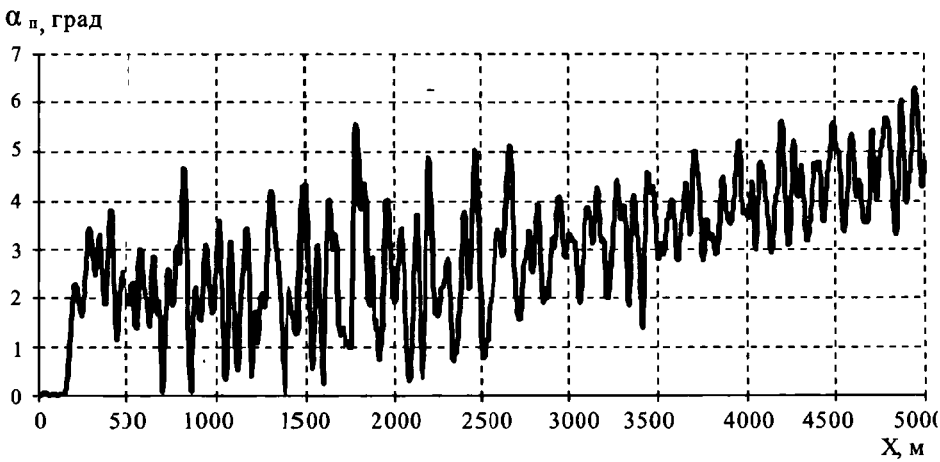


Рис. 5.51 Пространственный угол атаки

Учитывая динамические характеристики элементов системы управления, емкость бортовых батарей, путем проведения математического моделирования можно определить максимально допустимую амплитуду шумовой погрешности, возникающей при определении координат ракеты относительно центра информационного поля.

На рис. 5.52, 5.53 показаны результаты математического моделирования полета ракеты в режиме без превышения при различных суммарных фазовых ошибках в канале крена. В суммарную фазовую ошибку могут входить крен носителя, погрешности определения текущего угла крена ракеты гираскладчиком, фазовые ошибки, вносимые синусно-косинусным преобразователем и рулевыми приводами ракеты.

Как видно из результатов расчета, при суммарной фазовой ошибке 32° траектория полета ракеты носит автоколебательный характер с амплитудой около

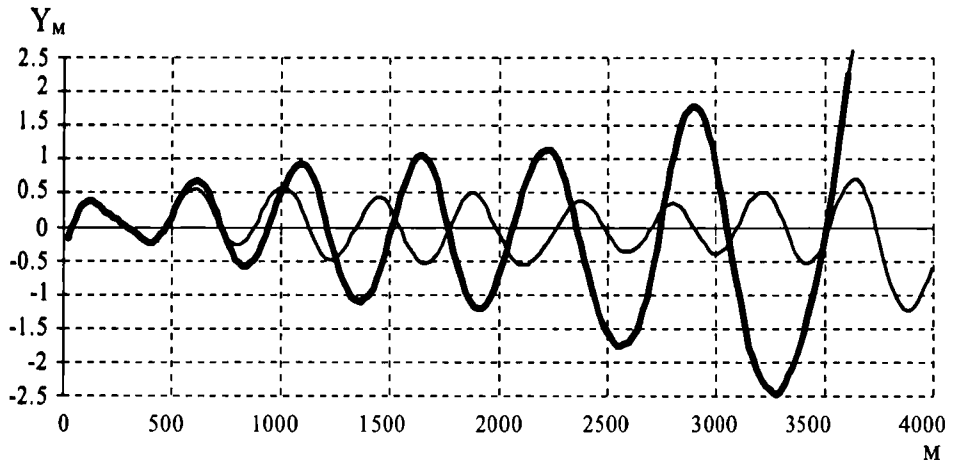


Рис. 5.53 Траектория полета в горизонтальной плоскости

0,5 м. При увеличении фазовой ошибки до 35° процесс стабилизации приобретает неустойчивый характер с увеличивающейся амплитудой отклонения ракеты от заданной траектории, что в конечном итоге приводит к выходу ракеты из информационного поля.

Таким образом, в данном случае допустимая суммарная фазовая ошибка в канале крена не должна превышать 30 – 32°.

Анализируя результаты математического и полунатурного моделирования полета ракеты, проведенного с учетом особенностей работы составных частей ее системы управления, заданных условий применения ракеты, определяют значения максимальных отклонений ракеты от заданной траектории в момент пролета цели. Затем с учетом данного параметра, точностных характеристик контура наведения и возможных ошибок оператора рассчитывают значения вероятности попадания ракетой в заданную цель на различных дальностях.

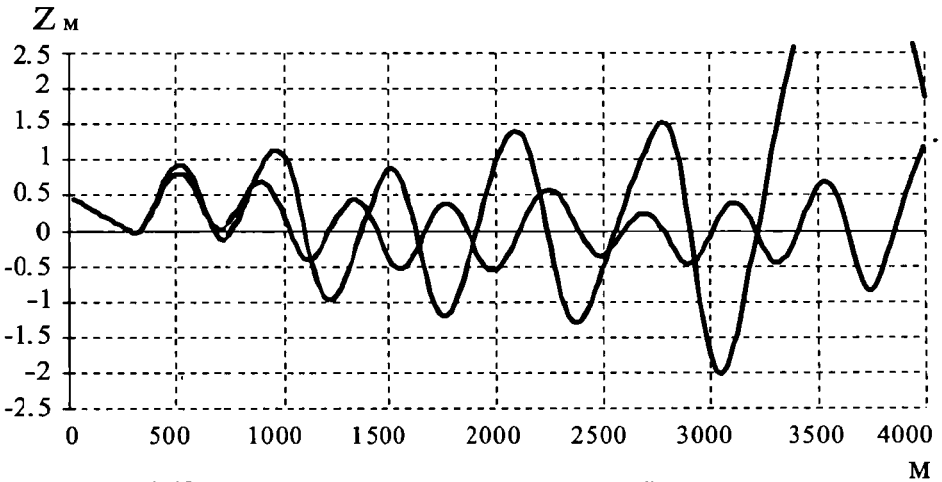


Рис. 5.52 Траектория полета в вертикальной плоскости

6 Рулевой привод

6.1. Формирование требований к рулевому приводу

Рулевой привод является исполнительным органом системы управления, определяющим в конечном итоге динамические характеристики управляемой ракеты. Характерным режимом работы следящего рулевого привода в составе системы управления вращающейся по крену ракеты является отработка гармонического сигнала достаточно большой амплитуды, частота которого равна частоте вращения ракеты по крену:

$$\delta_{зад} = A\sin\omega t, \qquad (6.1)$$

где $\delta_{зад}$ – формируемое системой управления заданное отклонение руля, A – амплитуда входного сигнала, ω – круговая частота, $\omega = 2\pi n$; n – частота вращения ракеты по крену.

При полете ракеты на траектории амплитуда угла отклонения рулей может изменяться в диапазоне

$-20\ldots20^{\circ}$, частота вращения ракеты от 5 до 15 об/с. При гармоническом законе управления угловая скорость руля:

$$\dot{\delta} = A\omega\cos\omega t.$$

При $A = 20^{\circ}$, $\omega = 2\pi \cdot 15 \approx 100c^{-1}$ $\dot{\delta} = 2000\ o/c$.

Следовательно, к рулевому приводу предъявляются высокие требования по угловой скорости его выходного вала, при этом на привод действуют аэродинамический шарнирный момент и инерционные силы подвижных элементов, включая рули.

Учитывая полосу пропускания продольных каналов управления (несколько герц) и частоту перекладки рулей из–за вращения ракеты по крену, можно сделать вывод о том, что полоса пропускания привода определяется частотой вращения ракеты по крену.

Математическое моделирование процесса наведения ракеты показывает, что для обеспечения необходимого качества управления фазовое запаздывание в системе управления при перекладке рулей не должно превышать 30°.

Если допустить, что информационное поле управления может быть повернуто из-за крена пусковой установки на угол до ±15°, а также учесть фазовое искажение сигнала, вносимое фильтром на входе привода, то фазовое запаздывание, вносимое приводом в контур управления на частоте вращения ракеты, должно быть не более 10°.

Угловая скорость выходного вала и фазовое запаздывание привода на максимальной частоте вращения ракеты являются основными параметрами, определяющими его динамические характеристики.

6.2. Обоснование выбора параметров электропривода

Выбор рулевого привода и его параметров определяется прежде всего действующими на него аэродинамическими нагрузками, допустимыми габаритами и массой, требованиями к надежности и быстродействию.

В общем случае структура, энергопотребление и конструкция рулевого привода определяются типом летательного аппарата, нагрузками, действующими на выходное звено привода, быстродействием системы управления.

Одним из путей реализации рулевого привода для вращающихся ракет малой дальности является электрический рулевой привод на основе бесколлекторного реверсивного электродвигателя постоянного тока с использованием резонансного способа управления.

Суть резонансного способа управления приводом состоит в следующем. Инерционные нагрузки, действующие на исполнительный двигатель привода, определяются, главным образом, моментами инерции электродвигателя, редуктора и рулей. При отработке гармонического сигнала $\delta_{зад} = A\sin\omega t$ потребная механическая мощность привода $P_{гарм}$ рассчитывается по формуле [10]:

$$P_{гарм} = 0.5A^2\omega\left|K_ш + J_н\omega^2\right|\left[T_{экв}\omega sign(K_ш + J\omega^2) + \sqrt{1+T_{экв}^2\omega^2}\right], \quad (6.2)$$

где $J_н$ – приведенный момент инерции нагрузки; $K_ш$ - коэффициент шарнирного момента; $T_{экв}$ – эквивалентная постоянная времени привода; $sign$ – функция знака.

При этом для исполнительного двигателя должно выполняться соотношение мощностей:

$$P_n \geq P_{гарм};$$

где P_n – потребная мощность исполнительного двигателя.

При гармоническом управляющем сигнале инерционная нагрузка может быть скомпенсирована специальным имитатором нагрузки, позволяющим обеспечить работу привода при условии, когда выполняется соотношение приближенного равенства нулю суммарной инерционной и шарнирной нагрузок [35]:

$$\left|K_ш + J_н\omega^2\right| \approx 0 \quad , \qquad (6.3)$$

где $K_и = K_{шр} + K_и;$

$K_{шр}$ – коэффициент аэродинамического шарнирного момента руля;

$K_и$ – коэффициент момента имитатора нагрузки;

$J_н$ – момент инерции нагруженного привода;

На рис. 6.1 приведены графики, характеризующие зависимость потребной мощности привода от значений суммарного коэффициента шарнирного момента, действующего на руль, при различной частоте вращения ракеты. Графики показывают, что жесткость имитатора нагрузки должна выбираться таким образом, чтобы обеспечить механический резонанс на средней частоте вращения ЛА.

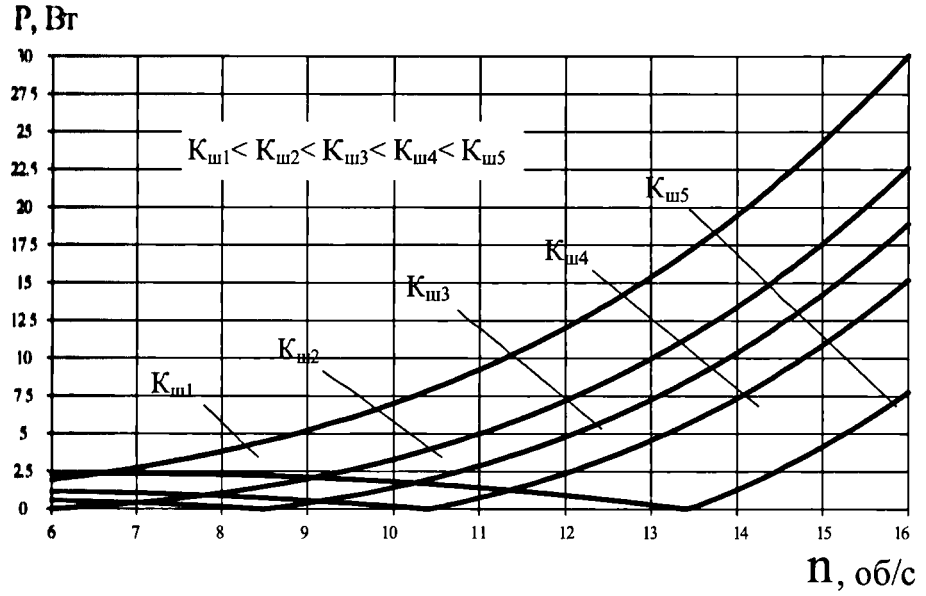


Рис. 6.1 Зависимость потребной мощности привода от коэффициента шарнирного момента

При этом потребная механическая мощность привода практически остается постоянной до частоты механического резонанса. Предельное значение суммарной жесткости шарнирной нагрузки определяется располагаемой мощностью исполнительного двигателя.

На рис. 6.2 показано влияние частоты вращения ракеты и коэффициента действующего шарнирного момента на токи потребления привода.

Обеспечивая электромеханический резонанс на частоте вращения ракеты, можно значительно снизить как потребную мощность привода, так и токи потребления и фазовое запаздывание.

Высокие динамические характеристики привода, в частности его амплитудные и фазовые часто-

тные характеристики, обеспечиваются малой инерционностью ротора электродвигателя и высокой угловой скоростью выходного звена привода ω_{max}, при этом пусковой момент привода M_n должен в 1.5–2 раза превышать максимальный шарнирный момент, вызванный действием аэродинамических и инерционных сил на руль.

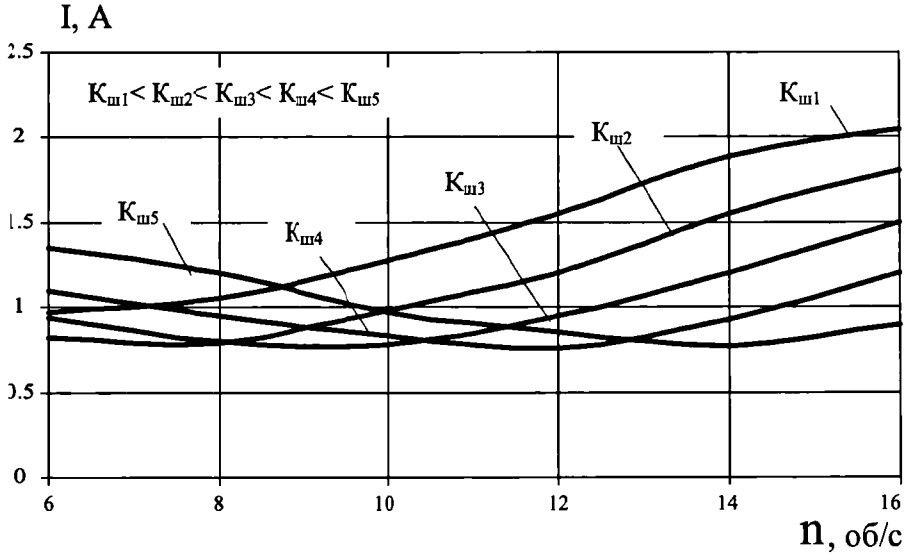


Рис. 6.2 Влияние коэффициента шарнирного момента и частоты вращения ракеты на ток потребления привода

Анализ приводов, разработанных для вращающихся ракет, позволяет определить параметры, характеризующие условия их работы:

- аэродинамический шарнирный момент на пару рулей;
- диапазон изменения коэффициента шарнирного момента;
- максимальная перерезывающая сила;

- момент инерции руля;
- момент трения на валу;
- максимальный угол отклонения рулей;
- типовой закон отработки входного сигнала.

Выбор параметров привода, как правило, проводится в следующей последовательности:

1. На основе анализа аэродинамических характеристик объекта определяется максимальный шарнирный момент.
2. Из условий полета определяются максимальная, минимальная и средняя потребные угловые скорости привода следующим образом:

   а) средняя угловая скорость привода

$$\omega_{ср} = \frac{1}{T}\int_0^T \omega(t)dt = 4A_0 n \ , \qquad (6.4)$$

где Т– период вращения ракеты; $\omega(t)$ – мгновенная угловая скорость ракеты; A_0 - максимальное отклонение руля.

   б) максимальная угловая скорость привода

$$\omega_{\max} = 2\pi A_0 n \, . \qquad (6.5)$$

3. Определяется потребная мощность привода и выбирается мощность электродвигателя

$$P_n = \frac{M_n \omega_{\max}}{4} . \qquad (6.6)$$

4. Выбирается передаточное отношение редуктора следующим образом.

Максимальное и минимальное допустимые значения передаточного отношения при известном максимальном шарнирном моменте, характеристиках источника питания и двигателя определяются из соотношений (6.7), (6.8):

$$j_{\max} = \frac{U_{пит}}{C_e \omega_{\max}}; \qquad (6.7)$$

$$j_{\min} = \frac{M_{\max} R_я}{U_{пит} C_M}, \qquad (6.8)$$

где $U_{пит}$ – напряжение питания; C_M, C_e – соответственно коэффициент момента и противо ЭДС; $R_я$ – сопротивление якорной цепи; $j_{\min}$, $j_{\max}$ – соответственно минимальный и максимальный допустимый коэффициент редукции; $M_{\max}$ – максимальный шарнирный момент нагрузки.

Передаточное отношение редуктора выбирают из диапазона

$$j_{\max} > j > j_{\min}.$$

По формуле (6.3) рассчитывается суммарный коэффициент шарнирного момента $K_ш$, обеспечивающий минимальную потребную мощность:

$$K_ш = J_н \omega^2 \approx 2\pi n^2 J_я j^2,$$

где $J_н$ – суммарный момент инерции нагрузки, приведенный к выходному валу привода; $J_я$ – момент инерции якоря двигателя.

Зная диапазон частоты вращения ракеты и действующего аэродинамического шарнирного момента, выбирают жесткость имитатора нагрузки. После предварительных расчетов проводится математическое моделирование и определяются амплитудная и фазовая частотные характеристики привода. На рис. 6.3 показана зависимость фазового запаздывания от частоты вращения ракеты при изменении коэффициента шарнирного момента.

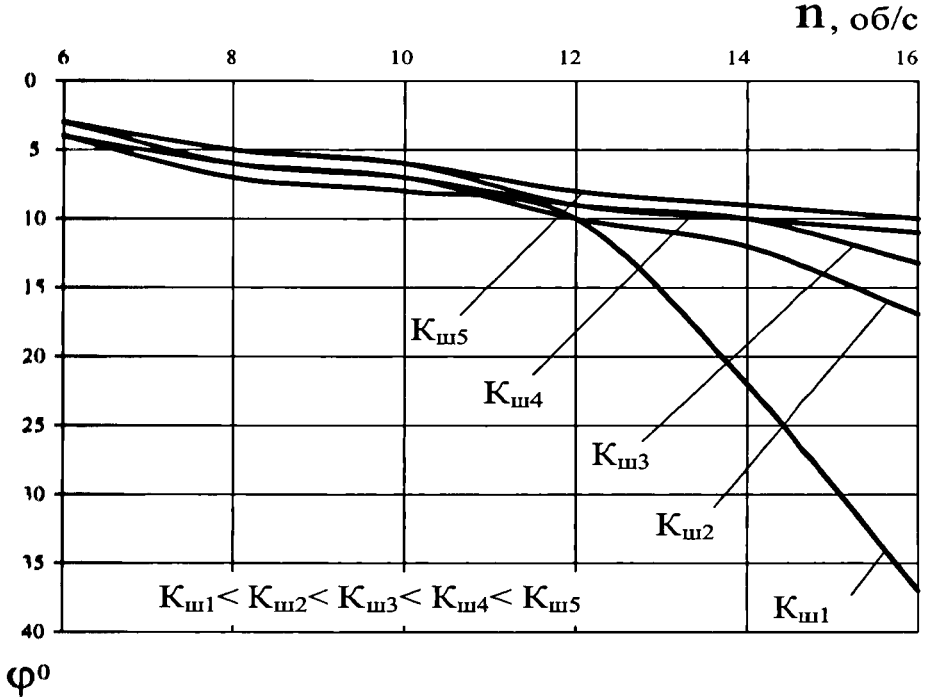


Рис. 6.3 Влияние коэффициента шарнирного момента и частоты вращения ракеты на величину фазового запаздывания привода

6.3. Математическая модель электропривода

Структурная схема электропривода приведена на рис. 6.4.

В состав привода входят:

- входной фильтр;
- устройство сравнения;
- корректирующее звено сигнала ошибки;
- усилитель сигнала ошибки с усилителем мощности;
- исполнительный двигатель;

- потенциометр обратной связи (ПОС);
- пружинный имитатор шарнирной нагрузки;

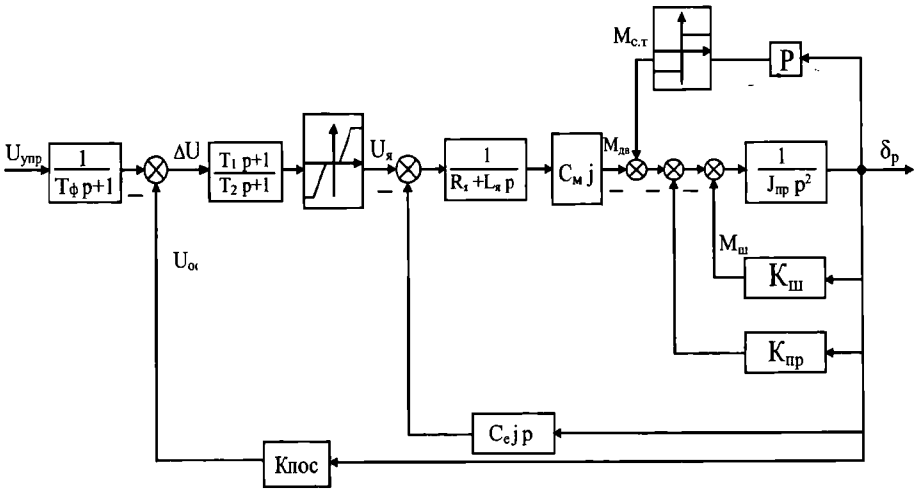


Рис. 6.4 Структурная схема привода

Следящий привод представляет замкнутый контур с обратными связями. В усилителе сигнала ошибки входной управляющий сигнал, прошедший фильтр, сравнивается с сигналом обратной связи, а их разность подается на электродвигатель.

В приводе может применяться как позиционная обратная связь, так и скоростная обратная связь, улучшающая устойчивость привода, что обеспечивается выбором параметров корректирующего звена.

Выбор исполнительного двигателя, помимо располагаемой мощности, определяется напряжением питания, сопротивлением якорной цепи, коэффициентами противо–ЭДС и момента, а также моментом инерции якоря.

Математическая модель привода включает следующую систему уравнений:

$$R_{пр} = R_я + R_y + R_и, \quad J_{пр} = J_{дв} J^2 + J_н,,$$

$$T_я = \frac{L_я}{R_я}, \qquad \delta_{пос} = \Delta_{пос}\left[\frac{\delta_р - 0.5\Delta_{пос} sign(\delta_р)}{\Delta_{пос}}\right],$$

$$\frac{d\delta_{вх}}{dt} = \frac{\delta_{вх0} - \delta_{вх}}{T_ф}, \ \varepsilon = \delta_{вх} - \delta_{пос}, \ \frac{d\varepsilon_1}{dt} = \frac{\varepsilon - \varepsilon_1}{T_2},$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_1 + \frac{d\varepsilon_1}{dt} T_1,$$

$$U_{дв} = \begin{cases} 0, & при \ |\varepsilon_2| \le \chi_1 \\ \varepsilon_2 \dfrac{U_{пит}}{\chi_2 - \chi_1} & при \ \chi_1 < |\varepsilon_2| < \chi_2, \\ U_{пит} \cdot sign(\varepsilon_2) & при \ |\varepsilon_2| \ge \chi_2 \end{cases}$$

$$\frac{di_я}{dt} = \frac{\dfrac{U_{дв} - C_e j\omega_1}{R_{пр}} - i_я}{T_я}, \ i_я^{огр} = \frac{|i_я + i_{мах}| - |i_я - i_{мах}|}{2},$$

$$M_{дв} = C_м i_я^{огр} j\eta \ , \ M_н = -K_ш \delta_р, \ M_{тд} = K_{тд} M_{тр},$$

$$M_c = -(M_{дв} K_3 + M_н) K_2 - M_{дв}(K_1 sign(\omega_2) + (1 - K_1)(1 - K_2) sign(M_{дв} K_3 + M_н))$$

$$M_{c1} = M_c + M_н, \ e_1 = \frac{M_{дв}}{J_{дв} j^2}, \qquad \textbf{(6.9)}$$

$$e_2 = \frac{M_{c1}}{J_н} \ , \ \omega_3 = \frac{\omega_1 J_{дв} j^2 + \omega_2 J_н}{J_{пр}},$$

$$K_1 = sign(1 + sign(|\omega_2| - \left|\frac{d\omega_2}{dt}\right| h),$$

$$K_2 = sign(1 - sign(\left|M_{дв}K_3 + M_н\right| - M_{тд}))(1 - K_1),$$

$$K_3 = sign(1 + sign(\left|\delta_{p1}\right|K_4 + \delta_{p1}sign(e_1 - e_2)(1 - K_4) - v)),$$

$$K_4 = sign(1 + sign(\left|\frac{d\delta_{p1}}{di}\right| - \left|\frac{d\omega_2}{dt}\right|h),$$

$$\frac{d\omega_1}{dt} = K_3Q(\omega_c - R\frac{d\delta_{p1}}{dt}\frac{J_н}{J_{пр}} - \omega_1) + (1 - K_3)e_1,$$

$$\frac{d\omega_2}{dt} = K_3Q(\omega_c + R\frac{d\delta_{p1}}{dt}\frac{J_{дв}j^2}{J_{пр}} - \omega_2) + (1 - K_3)(e_2(1 - K_2) - K_2Q\omega_2)$$

$$\frac{d\delta_p}{dt} = \omega_2,$$

$$\frac{d\omega_c}{dt} = K_3((1 - K_2)\frac{M_{эв} + M_{c1}}{J_{пр}} - KQ\omega_c + (1 - K_3)Q(\omega_3 - \omega_c)$$

$$\frac{d\delta_{p1}}{dt} = \omega_1 - \omega_2 + (vsign(\delta_{p1}) - \delta_{p1})QK_3,$$

В этих уравнениях используются следующие обозначения:

$R_я$ – сопротивление обмотки якоря;

R_y – сопротивление выходных ключей усилителя;

$R_и$ – внутреннее сопротивление источника питания;

$R_{пр}$ – полное сопротивление якорной цепи;

$J_{дв}$ – момент инерции якоря двигателя;

$J_н$ – момент инерции нагрузки;

$J_{пр}$ – приведенный момент инерции;

$L_я$ – индуктивность обмотки якоря ИД;

$\Delta_{пос}$ – дискретность ПОС;

$U_{пит}$ – напряжение питания;
$U_{дв}$ – сигнал управления исполнительного двигателя (ИД);
$i_я$ – ток в обмотке якоря ИД;
$i_я^{огр}$ – ток ограничения в обмотке якоря ИД;
i_{max} – ограничение тока якоря ИД;
$M_{дв}$ – момент, развиваемый ИД;
$M_н$ – момент позиционной нагрузки;
$M_{тр}$ – момент трения покоя;
$M_{тд}$ – момент трения движения;
M_c – момент нагрузки с учетом разрывных связей;
M_{c1} – приведенный момент нагрузки на валу привода;
$C_м, C_е$ – коэффициенты момента и противоЭДС;
j – передаточное число редуктора;
η – КПД редуктора;
$K_{тд}$ – коэффициент пропорциональности между моментами трения покоя и движения;
$K_1 ... K_4$ – коэффициенты разрывности структуры;
$K_ш$ – коэффициент позиционного момента;
e_1 – угловое ускорение ведущего звена;
e_2 – угловое ускорение ведомого звена;
$\delta_р$ – угол поворота руля;
$\delta_{р1}$ – угловой зазор между звеньями;
ν – половина максимального значения люфта выходного вала;
χ_1 – ширина зоны нечувствительности предусилителя;
χ_2 – ширина линейной зоны предусилителя;
T_1, T_2 – постоянные времени корректирующего звена;
$T_ф$ – постоянная времени входного фильтра.
$\delta_{вх0}$ – входной сигнал;
$\delta_{вх}$ – сигнал на выходе фильтра;
$\delta_{пос}$ – сигнал позиционной обратной связи;

ω_3 – угловая скорость начала совместного движения ведущего и ведомого звеньев;
ω_c – угловая скорость совместного движения ведущего и ведомого звеньев;
ω_1 – угловая скорость ведущего звена;
ω_2 – угловая скорость ведомого звена;
ε – сигнал ошибки;
ε_1 – промежуточное значение сигнала ошибки;
ε_2 – сигнал на выходе корректирующего звена;
R – коэффициент восстановления при соударении звеньев;
h – шаг интегрирования;
Q – величина обратная h;

Данная математическая модель используется при выборе параметров и анализе качества функционирования электропривода.

6.4. Особенности функционирования электропривода при дискретном входном сигнале

В системах управления вращающихся ракет с цифровой системой управления и электрическим рулевым приводом на вход привода поступаег дискретный сигнал, частота дискретизации которого определяется частотой дискретизации синусно-косинусного преобразователя системы управления и частотой вращения ракеты по крену.

При отработке электрическим рулевым приводом дискретного входного сигнала в контуре управления возникает дополнительное фазовое запаздывание, при этом средний ток в якоре

электродвигателя возрастает по сравнению с током при отработке непрерывного сигнала.

Приемлемые динамические характеристики и токи потребления привода могут быть получены при частоте дискретизации входного сигнала не менее 700–1000 Гц. Для получения удовлетворительных характеристик привода при отработке сигнала с меньшей частотой дискретизации на входе привода ставятся сглаживающие фильтры, как правило, апериодические фильтры первого или второго порядка, постоянная времени которого определяется частотой дискретизации входного сигнала.

Из условия максимального приближения среднего тока потребления при дискретном сигнале к его значению при непрерывном сигнале могут быть определены постоянные времени фильтров при различной частоте дискретизации входного сигнала. Следует отметить, что требуемая постоянная времени фильтра второго порядка меньше постоянной времени фильтра первого порядка, что в свою очередь по-разному сказывается на амплитудно-фазовых искажениях, вносимых данными фильтрами в работу привода. При этом, как правило, фильтры более высокого порядка вносят меньшие амплитудные искажения в рабочем диапазоне частот.

С увеличением частоты дискретизации потребная постоянная времени фильтра уменьшается. Практически удовлетворительные результаты фильтрации получаются при использовании фильтра первого порядка при постоянной времени, равной от полутора до двух периодов дискретизации, а при введении фильтра второго порядка – одному периоду дискретизации входного сигнала.

Амплитудные и фазовые частотные характеристики привода, а также токи потребления существенно зависят от частоты дискретизации управляющего сигнала.

Наиболее эффективным путем улучшения частотных характеристик, а также снижения токов потребления является повышение частоты дискретизации поступающих на привод сигналов.

Фазовые частотные характеристики привода при различной частоте дискретизации управляющего сигнала и наличии соответствующих фильтров, обеспечивающих минимальный ток потребления, приведены на рис. 6.4. Что касается амплитудных частотных характеристик, то они слабо зависят от частоты дискретизации.

При управлении электрическим приводом в цифровой системе управления, непосредственно на входе привода повышают частоту дискретизации управляющего сигнала и осуществляют его фильтрацию фильтром первого или второго порядка, причем постоянную времени фильтра $T_ф$ выбирают из соотношения

$$T_ф = \frac{1}{(1...4)F_{диск}}, \qquad (6.10)$$

где $F_{диск}$ – повышенная частота дискретизации управляющего сигнала, которая выбирается из соотношения

$$F_{диск} = (3...5)\frac{1}{T_{пр}}, \qquad (6.11)$$

где $T_{пр}$ – постоянная времени электропривода.

За счет повышения частоты дискретизации управляющего сигнала обеспечивается повышение точности наведения, снижение энергопотребления, улучшение габаритно-массовых характеристик следящего электрического рулевого привода.

При одном и том же среднем токе потребления оба фильтра имеют близкие по значению фазовые запаздывания, однако фильтр второго порядка вносит меньшие амплитудные искажения.

Задача выбора оптимальной постоянной времени фильтра является двухкритериальной. Она может быть решена как задача поиска компромиссного Парето – оптимального решения, исходя из векторного критерия: «фазовое запаздывание – амплитудные искажения» с учетом ограничения на средний потребляемый ток.

Данную задачу можно рассматривать и в упрощенной однокритериальной постановке, приняв в качестве основного критерия оптимизации фазовое запаздывание привода, а в качестве ограничений – ограничения на средний потребляемый ток и амплитудные искажения, т.е. определить постоянную фильтра $T_ф$ из условия

$$\min_{T_ф} \varphi \text{ при } I_{ср} \le I_{ср}зад, \quad \frac{A_{вых}}{A_{вх}} \le \bar{A}_{зад} , \qquad (6.12)$$

где φ – фазовое запаздывание, $I_{ср}, I_{ср}зад$ – соответственно средний ток и ограничение на средний ток привода, $A_{вых}, A_{вх}$ - соответственно выходная и входная амплитуда сигнала управления привода, $\bar{A}_{зад}$ – ограничение на амплитудные искажения.

6.5. Пути улучшения точностных и динамических характеристик рулевого электропривода

Одним из режимов работы электропривода является его функционирование при малых углах атаки ракеты и максимальной скорости полета, что приводит к необходимости отрабатывать приводом малые углы отклонения рулей. Основным требованием, предъявляемым к рулевым приводам, является отработка с высокой точностью сигналов малой амплитуды, часто соизмеримой с зоной нечувствительности привода, в условиях воздействия нестабильных конструктивно–технологических и эксплуатационных факторов. Эта задача, как правило, решается технологическими методами, связанными с повышением точности механической обработки деталей привода, введением корректирующих фильтров и стабилизацией режимов энергообеспечения. Возможности указанных методов ограниченны, а наличие различных нелинейностей в структуре привода может привести к возникновению автоколебаний в системе управления ракеты и потере её устойчивости.

Важной тенденций развития элементов бортовых систем управления и рулевых приводов является использование встраиваемых микропроцессорных регуляторов. Это обстоятельство открывает принципиально новые возможности улучшения качества функционирования электрического рулевого привода. Встраиваемые микропроцессорные регуляторы способны реализовывать сложные алгоритмы управления и коррекции работы привода без усложнения аппаратной части. При этом су-

щественно снижаются требования к точности изготовления отдельных узлов электропривода, но обеспечиваются высокие технические и эксплутационные характеристики.

В основе применения микропроцессорного регулятора лежит принцип оптимального управления, когда реакция на входное воздействие объекта управления сравнивается с реакцией его «желаемой» математической модели на то же входное воздействие. Сигнал ошибки используется в объекте управления для коррекции и таким образом объекту управления задаются динамические свойства близкие его математической модели [36].

Общая структурная схема электропривода с микропроцессорным пропорционально – интегро-дифференцирующим регулятором показана на рис. 6.5. Математическая модель рулевого электропривода может быть выбрана в виде апериодического или колебательного звена с соответствующими параметрами.

Математическое моделирование показывает, что при использовании ПИД- регулятора уменьшается статическая ошибка привода, снижаются требования к добротности и ширине линейной зоны, повышается его устойчивость и устраняются автоколебательные процессы, которые могут возникнуть в контуре наведения ракеты. Использование такого регулятора позволяет стабилизировать характеристики привода в широком диапазоне условий эксплуатации.

Эффективность влияния ПИД–регулятора на работу привода зависит от характеристики источника электропитания. Использование ПИД- регулятора может привести к увеличению среднего тока, проте-

Рис. 6.5 Электрический привод с цифровым регулятором

кающего через исполнительный двигатель привода, в 2–4 раза. Увеличение скоростной составляющей позволяет обеспечить увеличение среднего тока лишь в 1,5–2 раза.

Важным моментом является и то, что сигнал коррекции, формируемый микропроцессорным регулятором, может использоваться в системе встроенного контроля как характеристика работоспособности электрического рулевого привода.

7 Бортовые информационно-измерительные системы

7.1. Анализ существующих информационно-измерительных систем

Состав и принцип действия бортовых информационно-измерительных систем в наибольшей степени зависит от применяемой системы наведения управляемой ракеты.

Ствольные управляемые ракеты исторически родились после попыток установки на танках комплексов противотанкового управляемого ракетного оружия – создания ракетных танков [52]. Эта концепция оказалась несостоятельна и вместо неё была принята другая, согласно которой пуск управляемых ракет должен производиться непосредственно из ствола танкового орудия, позволяющего стрелять и неуправляемыми боеприпасами. В соответствии с этой концепцией был создан ряд комплексов ствольного управляемого оружия, среди которых «Кобра», «Бастион», «Шексна», «Кастет» и другие.

Первый комплекс «Кобра» имеет полуавтоматическую систему наведения с радиокомандной линией. Бортовая система управления ракеты имеет в своём составе гироскоп крена, рулевой привод, приёмник радиоканала, бортовой термохимический источник питания и мощную лампу (источник света), обеспечивающую работу пеленгационного канала системы наведения.

Радиокомандные системы имеют малую стойкость к средствам радиотехнического подавления и большой демаскирующий эффект, оказываемый излучением передающей антенны. Кроме того, поскольку пеленгационные каналы пусковых установок направлены в сторону противника, то они восприимчивы к излучению станций оптических помех противника, которые подавляют их работу. Вдобавок к этому существенным недостатком является большая мощность, потребляемая лампой – трассером.

Для ствольных танковых комплексов доминирующее место занимает полуавтоматическая система наведения по лазерному лучу с телеориентированием, которую иногда называют «лазерной тропой».

Кроме неё в современном ствольном управляемом оружии применяется система наведения по отражённому лучу с полуактивной головкой самонаведения (ГСН). Она характерна для артиллерийских систем, стреляющих на большую дальность по навесной траектории и применяется в управляемых артиллерийских снарядах типа «Краснополь», «Китолов», «Сантиметр», «Copperhead», «Deadeye». Во время стрельбы наводчик, находящийся на расстоянии до 3-8 км от цели должен удерживать цель в перекрестье прицела – подсветчика, который облучает цель импульсами лазерного излучения в инфракрасном диапазоне. Голо-

вка наведения автоматически наводит снаряд на цель по пятну отражённого лазерного излучения.

Полуактивная головка представляет собой достаточно сложную и дорогостоящую систему, в состав которой входят импульсное фотоприёмное устройство, установленное на гиростабилизированной платформе, а также ряд других устройств, и решает задачу определения координат цели относительно снаряда. Принципы построения и примеры реализации таких систем можно найти в литературе [23,27,28].

Система с управлением ракетой в информационном поле лазерного излучения применяется в артиллерийских и танковых артиллерийских системах, стреляющих по настильной траектории. В этом случае танк (орудие) оборудованы специальным прицелом – прибором наведения, который при стрельбе формирует пространственно модулированное движущееся поле лазерного излучения определённых размеров. Движение поля согласовано с движением ракеты. Пространственная модуляция, принцип которой будет рассмотрен подробно ниже, позволяет бортовой системе управления ракеты автоматически удерживать её в центре сформированного луча. В момент времени за единицы или даже доли секунды перед поражением цели прибор наведения автоматически совмещает центр луча с линией визирования цели и ракета попадает в точку прицеливания. Таким образом, действия наводчика сводятся к решению задачи удержания прицельной марки на цели до момента её поражения, а прибор наведения автоматически приводит ракету к цели.

В такой системе наведения бортовая информационно- измерительная система решает две основные задачи: определяет координаты ракеты в информационном поле лазерного луча и положение ракеты отно-

сительно земли (угол крена). Эта информация позволяет бортовой системе управления удерживать ракету в полёте вблизи центра лазерного луча.

В состав бортовой системы управления входят гироскоп, рулевой привод, блок управления, приёмник оптического излучения и источник питания. Поскольку в такой системе наведения, в отличие от командной, не требуется информация о координатах ракеты, то в её составе отсутствует источник излучения. Бортовая аппаратура получается сравнительно лёгкой и компактной.

К достоинствам описанной системы можно отнести её высокую помехозащищённость и высокую точность.

Дальнейшее развитие рассматриваемых систем вооружения связано с автоматизацией их систем наведения – реализацией принципа «выстрелил-забыл». Достигается это двумя возможными путями: за счет применения ГСН различного типа, либо за счёт оборудования пусковой установки автоматом сопровождения цели.

Как отмечалось, ГСН является довольно сложной и дорогостоящей составной частью ракеты. Кроме того, она имеет недостаточную помехозащищённость и работает только по целям определённого типа. Это ограничивает применение ГСН.

7.2. Оптико-электронные системы

Рассмотрим оптико-электронную систему, предназначенную для работы в системе наведения СУР, укрупнённая структурная схема которой приведена на рис.7.1.

Важнейшей характеристикой рассматриваемой оптико-электронной системы, как и любой другой системы передачи информации, является энергетический потенциал. Энергетический потенциал оптико-электронной системы характеризует запас реальной чувствительности тракта в условиях ослабления пропускания атмосферы дымовым и пылевым облаком, маревом, туманом, осадками, а также шлейфом выходных газов маршевого двигателя ракеты.

Ухудшение прозрачности воздушного тракта может быть охарактеризовано интегральным показателем – коэффициентом изменения прозрачности $\Delta\tau$ на рабочей длине волны оптико-электронной системы. При таком изменении (ухудшении) прозрачности воздушного тракта требуемая дальность управления ракетой может быть обеспечена гарантированным запасом реальной чувствительности приёмного тракта не менее чем в $1/\Delta\tau$ раза в сравнении с рассчетной для прозрачной атмосферы. Указанный запас чувствительности определяется как энергетический потенциал N оптико-электронной системы,

$$N = \frac{1}{\Delta\tau}.$$

Исследования показывают, что при располагаемом энергетическом потенциале $N \geq 100$ на рабочей длине волны λ =1,06 мкм обеспечивается достаточно надёжная работа оптико-электронного канала через пылевое марево, плотность которого позволяет оператору видеть цель через оптический прицел.

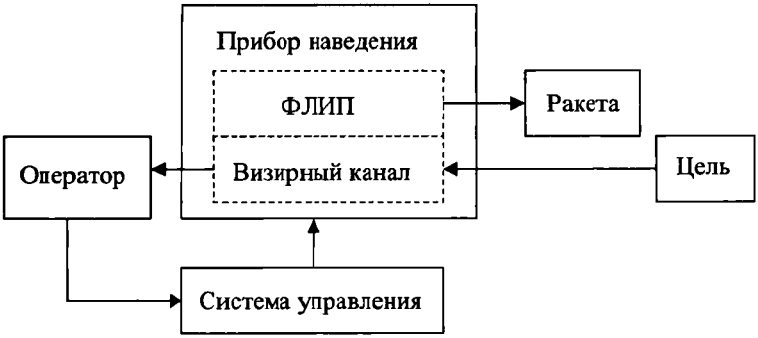


Рис. 7.1 Укрупненная схема полуавтоматической системы наведения с телеориентированием

Прохождение излучения различных длин волн в атмосфере для всевозможных метеоусловий и влияние аэрозольных, пылевых, дымовых помех исследовано и рассмотрено в работах [18,28,31]. Исследованы и представлены также среднестатистические данные о метеоусловиях в полосе средних широт, пользуясь которыми можно определить среднее статистическое время в процентном отношении в году, в течение которого возможно использование (боевое применение) оптико-электронной системы. Эту характеристику называют частостью.

По результатам исследований установлено, что на Европейской территории частость использования (боевого применения) выстрела с оптико-электронной системой на базе лазера с длиной волны λ=1,06 мкм и обладающей энергетическим потенциалом порядка $N \cong 100$ составляет 30%. Этот показатель может быть существенно повышен за счет увеличения энергетического потенциала.

Следует отметить, что частость может быть повышена переходом на другую рабочую длину волны,

так как затухание излучения в атмосфере в этом случае может быть значительно ниже. Например, переход на длину волны λ=10,6 мкм, для которой показатели затухания ниже примерно на порядок, позволяет повысить частость применения выстрела до 80%. Однако подобный переход связан с необходимостью решения ряда технических, технологических и других проблем. Поэтому актуальной остаётся задача повышения энергетического потенциала для существующей оптико-электронной системы.

Энергетический потенциал рассматриваемой оптико-электронной системы обеспечивается двумя величинами: мощностью излучения на выходной линзе формирователя лазерного информационного поля (ФЛИП) и реальной чувствительностью приёмного тракта. Вопросы обеспечения достаточной мощности излучения и высокой реальной чувствительности приёмника освещаются в процессе рассмотрения структурных схем наземной и бортовой частей оптико-электронной системы.

7.3. Структурная схема наземной части оптико-электронной системы

Наземная часть рассматриваемой системы наведения представляет собой сложный оптико-механический электронный прибор наведения, в который входит формирователь лазерного канала ФЛИП и визирный канал. На рис.7.2 показана структурная схема ФЛИП.

Лазерный излучатель представляет собой твердотельный лазер с газовой лампой накачки, работающий в режиме непрерывного свечения и генериру-

ющий монохроматичный параллельный световой пучок длиной волны λ=1,06 мкм. Этот пучок освещает модуляционное окно пространственного модулятора, который создаёт пространственную информационную структуру излучения, т.е. излучение в разных точках модуляционного окна приобретает определённые отличия. При сохранении единого принципа пространственной модуляции конструкция модуляторов в разных приборах различна. Бывают двухдисковые и однодисковые конструкции модуляторов.

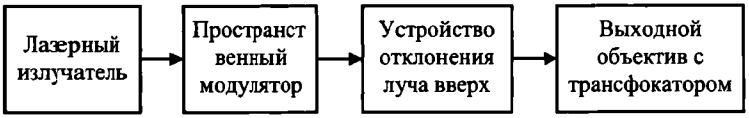


Рис. 7.2 Структурная схема ФЛИП

При двухдисковой конструкции модулятора, как показано на рис. 7.3, излучение проходит через вращающиеся растры двух дисков, каждый из которых имеет одну модуляционную дорожку. Растры осуществляют пространственно-временную модуляцию излучения. Модуляционные дорожки дисков имеют рисунки, которые занимают меньше половины окружностей дисков. Модуляционные диски приводятся во вращение с помощью исполнительного электродвигателя со стабилизатором частоты вращения. Фазы вращения дисков согласованы между собой так, что при прохождении через модуляционное окно картинки одного из дисков другой диск полностью прозрачен. Изображение рисунка одного диска в фокальной плоскости объектива перемещается сверху вниз, изображение другого - справа налево. Таким образом, создаётся пространственная модуляция соответственно по горизонтальной и вертикальной координатам.

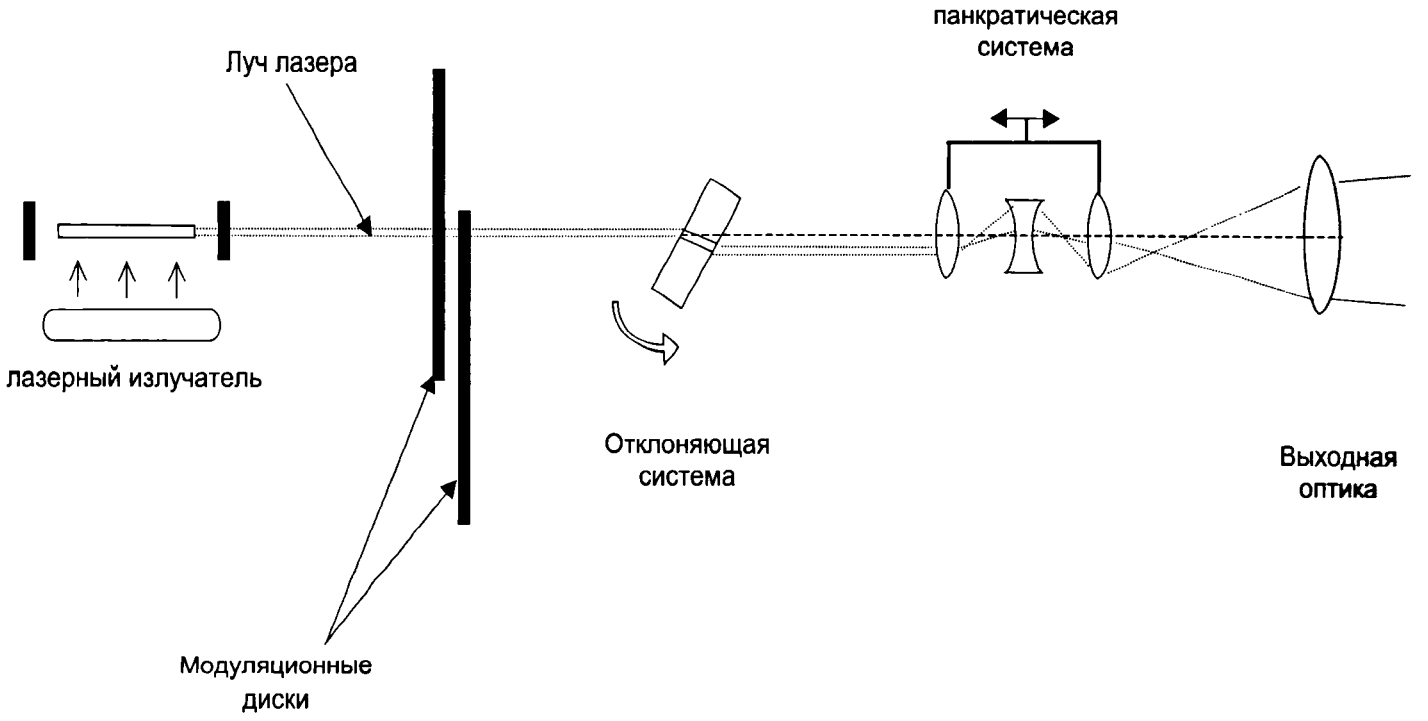


Рис. 7.3 Оптическая схема ФЛИП

При однодисковой конструкции модулятора излучение посредством оборачивающей системы дважды проходит через вращающийся растр. Растр, осуществляющий пространственно-временную модуляцию излучения, имеет две модуляционные дорожки: внутреннюю, изображение которой в фокальной плоскости объектива перемещается сверху вниз, и внешнюю, изображение которой в фокальной плоскости объектива перемещается справа налево. При этом есть необходимость применения оборачивающей системы.

После пространственного модулятора пучок проходит устройство отклонения луча вверх в режиме превышения, которое в большинстве приборов выполнено в виде плоской параллельной пластины из оптического стекла. Принцип её работы заключается в том, что луч, проходя пластину под некоторым углом падения, смещается параллельно относительно оси своего первоначального распространения в сторону наклона пластины. Как показано на рис. 7.3, пластина повёрнута по часовой стрелке и отклоняет луч вниз, который падает на вход панкратического объектива. Объектив переворачивает изображение, в результате чего луч на программной дальности оказывается отклонённым вверх на определённую величину, что позволяет управлять ракетой над линией визирования, не поднимая пыль и не создавая дымовых помех прицеливанию от работы двигателя ракеты.

На программной дальности луч имеет заданные размеры. Решает задачу создания информационного поля заданных размеров объектив с многокомпонентной панкратической системой, которая обеспечивает изменение увеличения изображения рисунка растра в широком диапазоне крат по закону, согласованному с законом движения ракеты. Более подробно познако-

миться с общими принципами построения оптико-механических приборов можно в литературе [24,25].

Рассмотрим принцип пространственно-временной модуляции в приборах наведения.

Как указывалось ранее, при различных конструкциях модуляторов принцип модуляции не изменяется. Поясним этот принцип, пользуясь рис. 7.4.

Каждая из двух модуляционных дорожек занимает половину диска и проходит модуляционное окно половину периода вращения Т. Одна из них пересекает луч сверху вниз в первой половине периода вращения, другая – справа налево во второй половине периода, создавая пространственно-временную модуляцию по горизонтальной и вертикальной координатах соответственно. На рисунке дисков чёрным квадратиком условно показано модуляционное окно, которое не являются отверстием в дисках, а лишь показывает место, через которое на просвет проходит лазерный луч. Во время осуществления пространственной модуляции по одной из координат модуляционный диск другой координаты полностью прозрачен. На рисунке серым тоном изображены модуляционные дорожки, которые, развёрнуты из дуг в линии (изображены рядом). Справа вертикальной полосой изображена модуляционная дорожка верхнего диска, создающего пространственную модуляцию по горизонтальной координате, внизу горизонтальной полосой - модуляционная дорожка нижнего диска, создающего пространственную модуляцию по вертикальной координате.

Каждая модуляционная дорожка состоит из трёх рядов чередующихся прозрачных и непрозрачных штрихов одинаковой ширины в пределах одного ряда, и различной ширины для разных рядов. Прохождение

через лазерный луч ряда прозрачных и непрозрачных полос при вращении диска приводит к модуляции луча определённой частотой. Частота модуляции определяется шириной полос в ряду. Ряды полос модуляционной картинки верхнего диска создают частоты F1, F2, F5, а нижнего – F3, F4, F5.

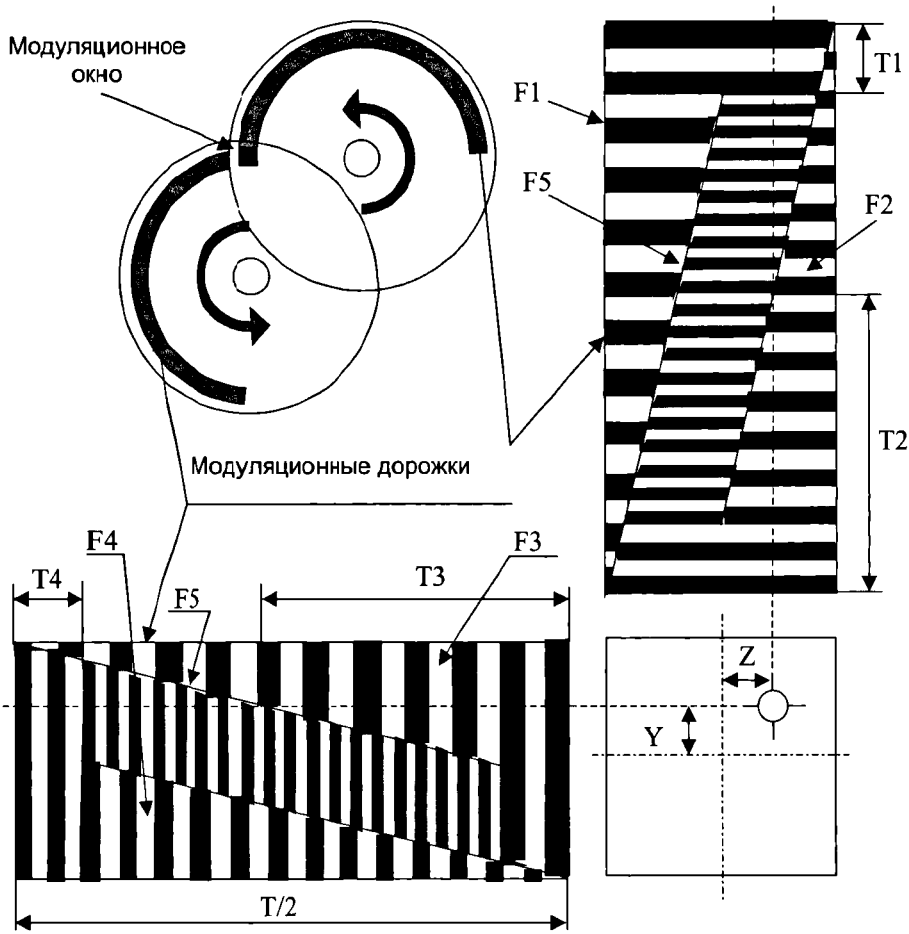


Рис. 7.4 Схема пространственно-временной модуляции

Рассмотрим формирование отклонений ракеты от центра лазерного луча. Сигналы, частоты которых F1, F2, F3 и F4 являются информационными для определения координат, а сигналы частотой F5 не являются информационными, поэтому эту частоту называют частотой заполнения.

В правом нижнем углу рисунка условно изображено информационное поле с приёмником излучения с координатами Y, Z.

Нетрудно заметить, что в центре поля длительности сигналов информационных частот одинаковы, длительность сигнала частоты заполнения максимальна. Границы раздела между рядами штрихов наклонные, поэтому при смещении точки приёма от центра поля происходит изменение времени воздействия излучения, модулированного разными частотами. Например, для показанного на рисунке смещения вправо длительность приема сигнала частоты F2 увеличивается, частоты F5 уменьшается, а частоты F1 остаётся неизменной. Аналогично для вертикальной координаты при смещении вверх длительность приема сигнала частоты F3 увеличивается, частоты F5 уменьшается, а частоты F4 остаётся неизменной. То есть один из сигналов информационных частот «вытесняет» сигнал частоты заполнения. При этом координаты можно вычислить по формулам:

$$Z = \frac{1}{S}\,\frac{T2-T1}{T/2};$$

$$Y = \frac{1}{S}\,\frac{T4-T3}{T/2},$$

где T1...T4 – длительности сигналов соответствующих информационных частот; T/2 – половина периода оборота модуляционного диска; S – крутизна пеленгационной характеристики информационного поля.

Пеленгационная характеристика в общем случае показывает зависимость измеряемого параметра от координаты. В нашем случае измеряемый параметр – разность длительностей. Размер поля на программной дальности – 6×6 метров. Координаты отсчитываются в метрах отклонения от центра поля. На рис. 7.5 приведен пример пеленгационной характеристики по горизонтальной координате Z. Пеленгационная характеристика по вертикальной координате Y выглядит аналогично с тою лишь разницей, что по вертикальной оси отложена относительная разность длительностей (T4-T3)/0,5T.

Как видно, крутизна пеленгационной характеристики на участках от 0,8 до 1 и от –0,8 до –1 единиц команд увеличивается. Это обусловлено рисунком модуляционной дорожки (рис. 7.4). В этой области рисунка исчезают полосы, образующие частоту заполнения F5, и сигнал частотой F2 «вытесняет» сигнал частотой F1, что и приводит к увеличению крутизны пеленгационной характеристики.

Участок пеленгационной характеристики от –0,8 до 0,8 единиц команд называют линейной зоной, а участки за её пределами – зоной нелинейности.

Крутизна приведенной на рис. 7.5 пеленгационной характеристики имеет значение S = 0,8/2,4 = 0,33 ед. к.

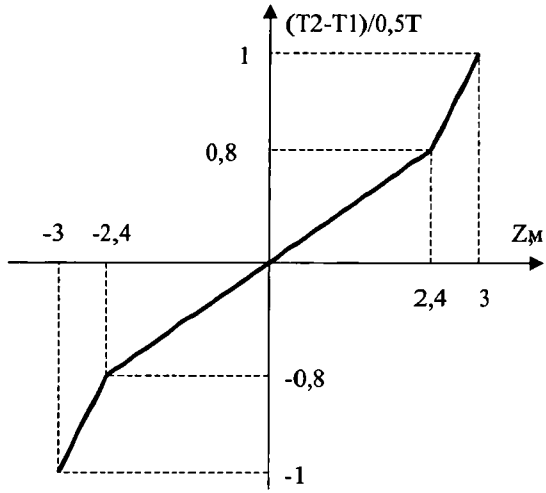


Рис. 7.5 Пеленгационная характеристика информационного поля по горизонтальной координате

Параметры информационного поля, такие как энергетическая освещённость и крутизна пеленгационной характеристики в пределах линейной зоны для программной дальности нормируются и контролируются. Поэтому когда речь идёт о крутизне и энергетической освещённости, то имеются в виду характеристики поля в пределах линейной зоны и на программной дальности.

Одной из важнейших характеристик информационного поля является упоминавшаяся выше энергетическая освещённость E. Эта характеристика показывает величину мощности излучения, приходящуюся на единицу площади информационного поля. Приближённо её можно рассчитать, зная мощность излучения $P_{вых}$ на выходной линзе ФЛИП при полностью открытом окне пространственного модулятора и площадь информационного поля S_n на начальной дальности:

$$E = P_{вых} / S_{п}.$$

Например, при мощности лазерного излучения на выходной линзе прибора наведения 1 Вт и размерах информационного поля 6×6 м энергетическая освещённость составляет

$$E \cong 28 \cdot 10^{-3} Вт/м^2.$$

Для более точного расчёта энергетической освещённости необходимо учитывать распределение энергии, создаваемое ФЛИП в плоскости поля.

7.4. Структурная схема бортовой части оптико-электронной системы

В рамках рассматриваемой системы наведения структурная схема бортовой системы управления показана на рис. 7.6.

Рис. 7.6 Структурная схема бортовой системы управления

Излучение лазера, содержащее пространственную модуляцию, поступает на бортовой приёмник излучения, который преобразует оптический сигнал в

электрический. Электрический сигнал с выхода приёмника излучения поступает в устройство выделения координат, которое осуществляет обработку принятого сигнала и вычисляет вертикальную и горизонтальную координаты отклонения ракеты от центра луча. Информация об этих координатах поступает в бортовой вычислитель, на другой вход которого с гироскопа поступает информация о текущем положении ракеты относительно земли. Бортовой вычислитель использует полученную информацию для вычисления сигнала управления рулевым приводом с целью удержания ракеты вблизи центра лазерного луча.

Приёмник излучения совместно с устройством выделения координат образуют приёмный тракт бортовой системы управления, который обеспечивает выделение координат и работу всей системы управления в условиях воздействия различных дестабилизирующих факторов, к которым можно отнести собственные шумы приёмника излучения, шумы устройства выделения координат, шумы фоновой засветки (включая шумы прямой солнечной засветки), оптические помехи от работы других устройств, электромагнитные помехи, температурные воздействия, механические нагрузки, вибрация, удары, а также снижение уровня полезного излучения из-за тумана, дождя, снега, пыли, дымовых и аэрозольных завес, дыма собственного двигателя ракеты, и ряд других. Для обеспечения надёжной работы всей оптико-электронной системы должна быть обеспечена высокая реальная чувствительность приёмного тракта, т.е. способность приёмного тракта выделять координаты в условиях воздействия перечисленных выше факторов.

В литературе понятие реальной чувствительности сводится к чувствительности, ограниченной собственными шумами приёмного тракта (которую часто называют пороговой чувствительностью), либо шумами внешней (фоновой) засветки. Однако, чтобы такое понятие было правомочно, необходимо различными мерами исключить влияние других факторов. К таким мерам можно отнести экранирование для защиты от электромагнитных помех, конструктивные меры обеспечения ударной и вибрационной стойкости, применение соответствующей условиям эксплуатации элементной базы, различные схемотехнические приёмы и т.п. В противном случае достижение ожидаемой реальной чувствительности окажется невозможным, и, следовательно, не будет обеспечен требуемый энергетический потенциал системы.

Таким образом, проектирование приёмного тракта направлено на достижение максимально возможной реальной чувствительности методом минимизации возможных шумов и помех.

Приёмник излучения представляет собой достаточно сложную оптико-электронную систему, структурная схема которой приведена на рис. 7.7.

Входная линза обеспечивает приём лазерного излучения в требуемом угле поля зрения, определяемого динамикой полёта ракеты (выбирается таким, чтобы во всех точках траектории полёта и при всех возможных углах атаки ракеты источник лазерного излучения находится в пределах поля зрения бортового приёмника). Выбирать этот угол большим, чем определённый по приведенному выше условию нецелесообраз-

но, так как это приводит к росту шумов фоновой засветки и тем самым ухудшает условия приёма полезного излучения.

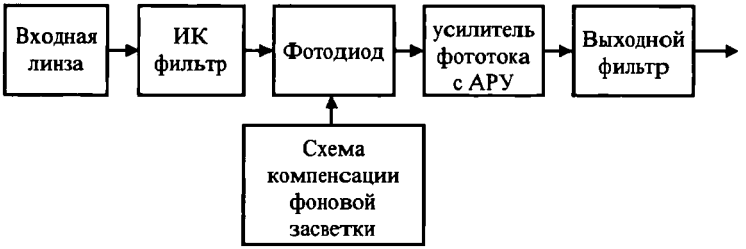


Рис. 7.7 Структурная схема приемника излучения

В оптической цепи приёмника излучения присутствует инфракрасный фильтр, необходимость которого обусловлена особенностями применяемых кремниевых фотодиодов, которые имеют относительно широкий спектральный интервал чувствительности по отношению к узкому спектральному интервалу полезного излучения лазера. Для достижения оптимальных условий приёма оптического излучения спектральная чувствительность приёмника излучения должна быть согласована с узким спектром полезного монохроматичного лазерного излучения.

В качестве приёмного элемента в приёмниках излучения используются кремниевые фотодиоды. Типовая характеристика относительной спектральной чувствительности

$\frac{S_\lambda}{S_{\lambda max}}$ приведена на рис. 7.8.

Полезное излучение длиной волны $\lambda = 1064$ нм находится на спаде характеристики спектральной

чувствительности кремниевых фотодиодов и не превышает уровня 0,1 от максимума. Поэтому шумы фоновой засветки в нерабочем диапазоне длин волн оптического излучения существенно ухудшают условия приёма полезного излучения. Улучшить условия приема сигнала позволяет применение инфракрасного фильтра, спектральная характеристика которого приведена на том же рисунке.

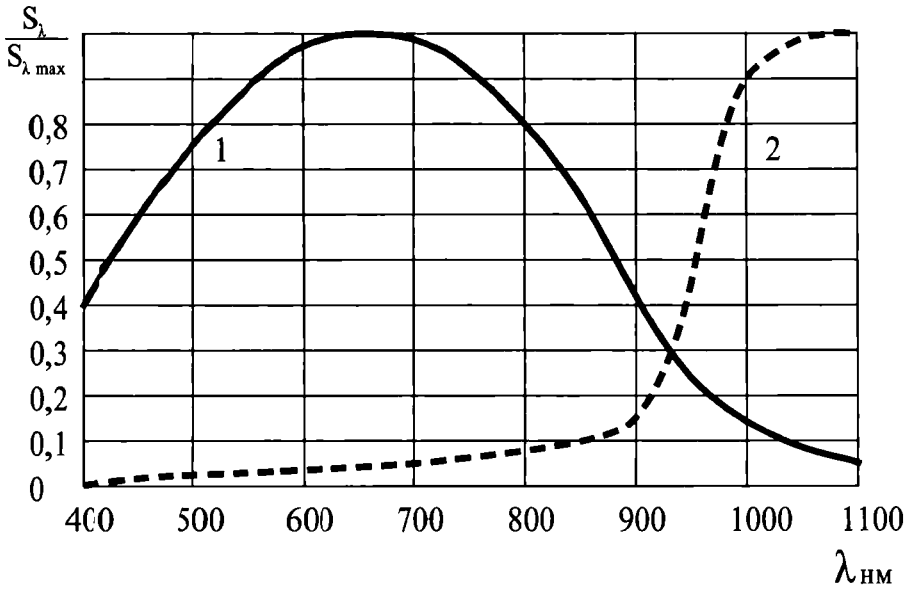


Рис. 7.8 Типовая характеристика спектральной чувствительности кремниевого фотодиода (1) и спектральная характеристика инфракрасного фильтра (2)

Инфракрасный фильтр подавляет излучение волн, длина которых меньше рабочей длины волны, и обеспечивает тем самым спад результирующей характеристики спектральной чувствительности при-

ёмника излучения в этой области частот оптического излучения. Спад характеристики спектральной чувствительности в области длин волн, больших рабочей, обеспечивается спадом характеристики кремниевого фотодиода. Инфракрасный фильтр подбирают таким, чтобы максимум результирующей спектральной чувствительности приёмника излучения был как можно ближе к рабочей длине волны. В качестве такого фильтра применяют оптическое стекло, обладающее соответствующими характеристиками.

Несмотря на существенное улучшение условий приёма полезного излучения ширина полосы оптических частот приёмника излучения остаётся значительно (более чем на порядок) шире полосы оптических частот полезного излучения, которая составляет порядка 50 нм. В результате чего система не является оптимальной с точки зрения согласования полос приёмника и полезного сигнала. По этой причине в условиях воздействия различных источников фоновой засветки реальная чувствительность приёмного тракта ограничивается не собственными шумами фотоприёмника, а шумами фоновой засветки более высокого уровня.

Поскольку реальная чувствительность приёмного тракта ограничена шумами фоновой засветки, то для проектирования системы необходимо знать её максимально возможный уровень. Наиболее мощным источником естественного фонового излучения является Солнце, которое и создаёт максимальный уровень засветки.

Мощность шумового фонового излучения, падающего на чувствительный элемент, может быть рассчитана по формуле:

$$P_{шф} = L_c K_{опт} \Delta\lambda_ф \Omega_П \pi r_П^2 ,$$

где L_c – спектральная плотность мощности солнечного излучения на приёмной линзе; $\Delta\lambda_ф$ – полоса пропускания фильтра; $\Omega_П$ – телесный угол поля зрения входной оптической системы, $r_П$ – радиус приёмной линзы; $K_{опт}$ - коэффициент пропускания приемной оптической системы.

В приведенной формуле L_c является экспериментально определённой характеристикой, которая составляет по данным, приведенным в работе [28] для длины волны λ=1,06 мкм $L_c = 5000$ *мкВт см*$^{-2}$ *ср*$^{-1}$ *мкм*$^{-1}$. Все остальные операнды являются характеристиками конкретного приёмника излучения. Следует отметить, что приведенные отношения не позволяют выполнить точный расчёт отношения сигнал – шум на выходе приёмника излучения, поскольку он является избирательным устройством по частоте модуляции излучения. Для выполнения такого расчёта требуется знать распределение мощности шумового фонового излучения по полосе частот модуляции с тем, чтобы определить, какая часть этой мощности попадает в полосу рабочих частот модуляции приёмника излучения. Поскольку рассчитать этот уровень теоретически оказывается затруднительным, поэтому пользуются экспериментальными данными, полученными в ясный безоблачный день при прямой солнечной засветке того приёмника излучения, который предполагается к использованию в проектируемой системе. Этот эксперимент указывает максимальный уровень шума в рабочей полосе частот модуляции лазерного излучения и максимальный уровень постоянной составляющей солнечной засветки на фотодиоде.

Другие предельные условия работы системы – это слабый уровень или отсутствие фоновой засветки, когда шумы фона близки или ниже уровня собственных шумов приёмника излучения, которые при корректном его проектировании определяются темновым током фотодиода. Такие условия работы системы могут возникнуть в тёмное время суток или в пасмурный день, когда солнце затянуто плотными облаками. Для достижения большего энергетического потенциала системы в таких условиях необходимо минимизировать собственные шумы фотоприёмника. Примеры схемотехники фотоприёмных устройств можно найти в работах[4, 53].

Фотодиод является детектором излучения оптических частот и преобразует его в ток. Выходной ток фотодиода пропорционален мощности излучения, падающего на чувствительный элемент. Важнейшей характеристикой фотодиода является коэффициент преобразования на рабочей длине волны S_λ

$$S_\lambda = \frac{I_\phi}{P_Д},$$

где I_ϕ – ток фотодиода; $P_Д$ – мощность излучения рабочей длины волны, падающего на чувствительный элемент.

Мощность полезного излучения, падающего на чувствительный элемент, может быть рассчитана по формуле:

$$P_Д = EK_{ср}K_{опт}\pi r_П^{\,2},$$

где E - энергетическая освещённость информационного поля; $K_{ср}$, $K_{опт}$ – соответственно ко-

эффициент пропускания среды распространения излучения и приёмной оптической системы.

Рассматривая отношение сигнал–фоновый шум, $\frac{P_д}{P_{шф}} = \frac{EK_{ср}}{L_c \Delta\lambda_ф \Omega_п}$, нетрудно заметить, что оно не зависит от площади приёмной линзы и от коэффициента пропускания приёмной оптической системы. Из этого следует, что реальная чувствительность оптического приёмного тракта, ограниченная шумами внешней фоновой засветки, не зависит от площади входной линзы. Целесообразно её уменьшать до уровня, когда шумы фоновой засветки сравнимы с собственными шумами фотоприёмника. При этом снижаются габариты, масса и стоимость приёмника излучения. Однако на практике реализация этого преимущества связана с ограничениями из-за особенностей распространения полезного лазерного излучения. При прохождении лазерного излучения высокой когерентности через атмосферу, обладающую неоднородностями различного происхождения, возникают значительные пульсации интенсивности излучения в каждой точке информационного поля. Такими неоднородностями являются наличие пыли, тумана, капель дождя, дымовые завесы, аэрозольные и другие образования искусственного происхождения, а также турбулентность атмосферы, обусловленная процессами перемещения потоков воздуха с разными температурами. Наличие указанных неоднородностей приводит не только к затуханию излучения за счёт поглощения энергии, но и к возникновению различных интерференцион-

ных явлений, т.е. явлений, связанных с потерей пространственной и временной когерентности излучения из-за обратного (Рэлеевского) рассеяния, многократных переотражений, турбулентности, т.е. изменения показателя преломления перемещающихся участков атмосферы с разными температурами. В результате интенсивность излучения в каждой точке информационного поля в плоскости приёма может «проваливаться» практически до нуля и иметь «всплески», причём амплитуда этих пульсаций тем больше, чем меньше площадь приёмной линзы. Во время этих «провалов» полезного излучения отношение сигнал – шум оказывается значительно ниже расчётного среднего уровня. При увеличении площади приёмной линзы происходит не только увеличение средней мощности полезного излучения, но и снижение пульсаций за счёт усреднения излучения по поверхности линзы.

Для рассматриваемых систем, работающих на дальность до 5...8 км, описанные явления заставляют разработчиков стремиться обеспечить максимально возможную в конкретной конструкции площадь входной линзы приёмной системы.

Схема компенсации фоновой засветки снижает ток фотодиода в диапазоне частот ниже рабочего диапазона частот модуляции полезного лазерного излучения и ограничивает снизу полосу пропускания приемника излучения (ПИ).

Усилитель фототока с системой автоматической регулировки усиления преобразует ток фотодиода в выходное напряжение приёмника излучения и приводит его к уровню, обеспечи-

вающему наилучшие условия работы устройства выделения координат (УВК) в широком диапазоне изменения мощности шумов фоновой засветки. Наилучшие условия работы УВК обеспечиваются при согласовании размаха выходной смеси шум + сигнал ПИ с входным динамическим диапазоном УВК. В этих условиях УВК достоверно выделяет координаты из смеси, в которой уровень полезного сигнала ниже уровня шумов (т.е. уровень пороговой чувствительности УВК по отношению сигнал – шум ниже единицы). Поэтому пределы системы автоматического регулирования усиления (АРУ) могут быть определены по максимальному и минимальному уровням шума. Максимальный коэффициент передачи усилителя должен быть таким, чтобы обеспечить достаточный для работы УВК размах шума на выходе ПИ при отсутствии внешней засветки, а минимальный – таким, чтобы при максимальной фоновой засветке размах шума не превышал динамического диапазона входа УВК. В случае превышения уровнем полезного сигнала динамического диапазона входа УВК, несмотря на то, что сигнал из – за этого претерпевает ограничение по уровню, УВК достоверно выделяет координаты, так как отношение сигнал – шум на его входе значительно больше уровня пороговой чувствительности.

Выходной фильтр подавляет в выходном сигнале компоненты, частоты которых выше рабочих частот модуляции лазерного излучения и ограничивает полосу приёмника излучения сверху. Вид результирующей амплитудно-частотной характеристики ПИ приведен на рис. 7.9.

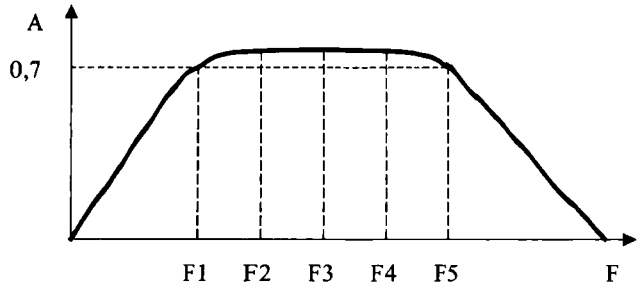


Рис. 7.9 Вид амплитудно-частотной характеристики приемника излучения

Рассмотрим работу устройства выделения координат. Прежде всего, проанализируем представленную на рис. 7.10 структуру сигнала информационного поля, принимаемого ПИ и поступающего на вход УВК.

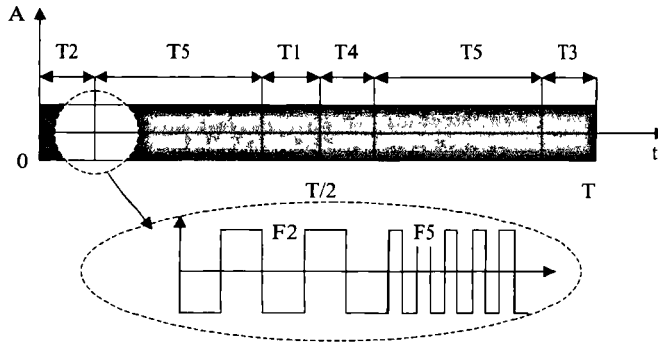


Рис. 7.10 Структура сигнала информационного поля

Сигнал имеет кадровую структуру с периодом следования кадров T, который равен периоду оборота модуляционного диска ФЛИП. Кадры следуют один за другим непрерывно. Каждый кадр состоит из двух полукадров. Один из полукадров содержит сигналы информационных частот F1, F2 и частоты заполнения F5 и несёт информацию о горизонтальной координате

Z. Второй содержит сигналы информационных частот F3, F4 и частоты заполнения F5 и несёт информацию о вертикальной координате Y. Информация о координатах содержится в длительностях информационных частот. Таким образом, сигнал представляет собой последовагельность радиоимпульсов различной длительности с несущими частотами F1, F2, F3, F4 и F5.

Задача, решаемая устройством выделения координат, состоит в том, чтобы измерить длительности сигналов информационных частот F1...F4 и, вычислив разность длительностей (T2 - T1) и (T4 - T3) сигналов соответствующих информационных частот, определить координаты Z и Y.

Традиционно эта задача решается средствами аналоговой техники по структурной схеме, приведенной на рис. 7.11.

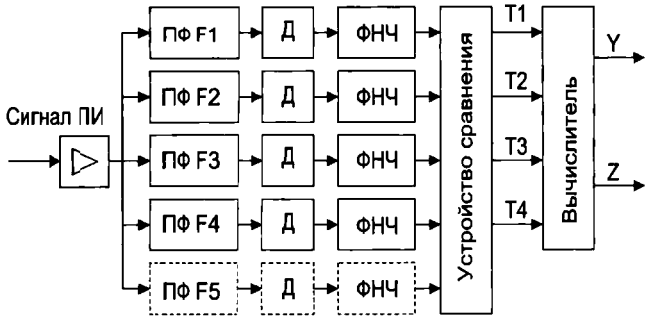


Рис. 7.11 Структурная схема устройства выделения координат

С выхода приёмника излучения ПИ выходная смесь шума и полезного сигнала поступает на входной буферный усилитель – ограничитель УВК, с выхода которого сигнал поступает на входы пяти каналов выделения огибающих частотных компонент информационного сигнала. Каждый канал содержит

полосовой фильтр, настроенный на свою частоту F1, F2, F3, F4 или F5, детектор и фильтр низкой частоты. Огибающая той частотной компоненты сигнала, которая действует в данный момент времени на входе, оказывается большего уровня, что и определяется устройством сравнения как длительность соответствующей частотной компоненты. Длительности T1...T4 информационных компонент сигнала поступают в вычислитель, где и происходит вычисление координат Y и Z.

Ширина полосы пропускания полосовых фильтров выбирается из условия обеспечения близкой к оптимальной фильтрации: ширина полосы пропускания ΔF_n должна быть равна эффективной ширине спектра радиоимпульса ΔF_{cn} [33]. На рис. 7.12 представлен амплитудно-частотный спектр радиоимпульса. По определению эффективная ширина спектра ΔF_{cn} – это полоса частот, охватывающая наиболее интенсивные гармоники, на которые приходится 95% энергии сигнала и для радиоимпульса составляет

$$\Delta F_{cn} = 4/t_u ,$$

где t_u - длительность радиоимпульса.

Однако, учитывая, что основная часть энергии сигнала сосредоточена в полосе $2/t_u$, без существенных потерь можно ограничиться этой полосой.

Строго говоря, условием обеспечения оптимальной фильтрации является применение оптимального приёмника, который учитывает не только частотные свойства и форму полезного сигнала, но и изменяющуюся шумовую обстановку в канале. Реализация приёмного тракта средствами аналоговой электроники малого и среднего уровня интеграции (диоды,

транзисторы, операционные усилители) при ограниченной массе и габаритах не позволяет приблизиться к характеристикам оптимального приёмника, поэтому строгое рассмотрение условий оптимальной фильтрации в этом случае не имеет смысла.

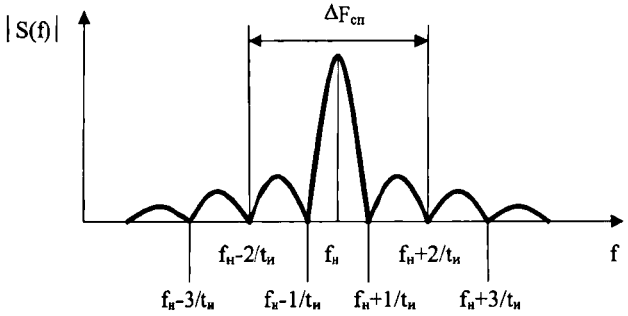


Рис.7.12 Спектральная характеристика радиоимпульса

Отметим, что эффективная ширина спектра обратно пропорциональна длительности радиоимпульса и имеет максимальное значение при его минимальной длительности. В нашем случае минимальные длительности $T1_0...T4_0$ сигналов информационных частот в пределах линейной зоны информационного поля определены рисунком модуляционной дорожки и соответствуют нулевой координате (центру) информационного поля и равны T_0. За пределами линейной зоны на краю информационного поля длительности сигналов информационных частот меньше длительности T_0, однако это можно не учитывать, так как требования к точности определения координат в этой области поля не нормируются. Таким образом, ширина полосы наших фильтров определяется длительностью T_0 и равна $\Delta F_п = 2/T_0$.

При прохождении сигналов информационных частот через фильтры их форма несколько искажа-

ется. Эти искажения обусловлены инерционностью фильтров, которая приводит к затягиванию фронта и спада радиоимпульсов. Этот процесс характеризуется постоянной времени τ, которая связана с полосой пропускания фильтра соотношением $\tau = 1/\pi\Delta F_п$ и составляет при выбранной полосе $\tau \approx 0{,}16T_0$.

С выходов канальных фильтров радиоимпульсы попадают на детекторы и фильтры низких частот. Для минимизации влияния задержек распространения огибающих радиоимпульсов через ФНЧ на точность определения их длительностей полосы пропускания этих фильтров должны быть одинаковы и выбираются из условия обеспечения приемлемого уровня пульсаций выпрямленного напряжения радиоимпульсов самой низкой информационной частоты F1.

Отфильтрованные огибающие радиоимпульсов (рис. 7.13) поступают на устройство сравнения, выходными сигналами которого являются сигналы T1...T5, представляющие собой сигналы логических уровней, длительность которых соответствует длительностям соответствующих частотных компонент сигнала ПИ. Устройство сравнения представляет собой схему на основе компараторов более или менее сложную в зависимости от способа выделения длительностей.

Разработчики, желая упростить схему УВК и снизить габариты и массу, часто идут на исключение канала выделения огибающей частоты заполнения F5. В этом случае длительности сигналов информационных частот определяются не по превышению уровня огибающей над уровнями огибающих других частот, а по превышению некоторого фиксированного порогового уровня. В этом случае схема устройства сравнения значительно упрощается, так как не

требуется сравнивать уровень каждой частотной огибающей с уровнями всех остальных частотных компонент. Однако такое решение накладывает жёсткие требования на качество работы системы АРУ приёмника излучения, которая должна поддерживать на входе УВК постоянный уровень смеси сигнал – шум. Хорошие результаты даёт вариант построения УВК с плавающим порогом, уровень которого устанавливается в зависимости от уровня смеси сигнал – шум на входе УВК. Это решение аналогично предыдущему, однако требования к качеству работы системы АРУ приёмника излучения в этом случае значительно снижаются, но в структуре УВК появляется канал измерения уровня входной смеси сигнал - шум.

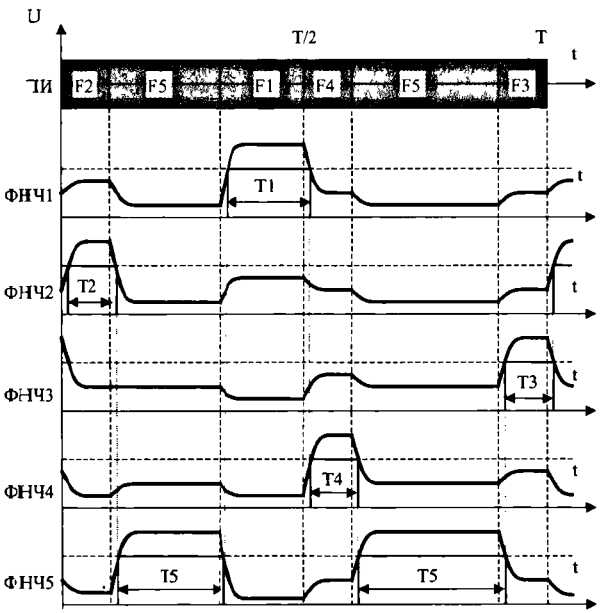


Рис. 7.13 Эпюры напряжений на выходах ФНЧ частотных каналов и устройства сравнения

Вычисление координат производится в вычислителе, который чаще всего строится на основе аналоговых интеграторов либо цифровых счётчиков. В случае аналогового вычислителя принцип вычисления сводится к тому, что при воздействии на вход интегратора сигнала длительности T2 его выходное напряжение с постоянной скоростью нарастает от нуля до уровня, пропорционального длительности T2. При воздействии сигнала длительности T1 его выходное напряжение с той же скоростью падает от уровня, накопленного при интегрировании сигнала длительности T2, до уровня, пропорционального разности длительностей T2 – T1. В результате чего после завершения цикла интегрирования напряжение на выходе интегратора пропорционально координате Z. Аналогично происходит вычисление координаты Y.

При вычислении координат цифровыми счётчиками принцип остаётся подобным аналоговому способу: при воздействии на вход вычислителя сигнала длительности T2 логического уровня счётчик суммирует импульсы измерительной частоты, а при воздействии сигнала длительности T1 – вычитает. Таким образом, после завершения цикла счёта цифровой код на выходе счётчика пропорционален координате Z.

Измеренные координаты в виде аналогового напряжения или цифрового кода поступают в вычислитель системы управления для формирования сигналов управления рулевым приводом ракеты, посредством которого ракета и удерживается вблизи центра информационного поля.

Современное состояние элементной базы, наличие высокопроизводительных цифровых устройств и развитие теоретической базы цифровой обработки сигналов [40] позволяют реализовывать УВК и бортовую систему управления в виде малогабаритного, лёгкого, обладающего низким потреблением энергии цифрового электронного устройства с лучшими характеристиками приёмного тракта.

Для реализации методов цифровой обработки сигналов ведущими фирмами-производителями электронной техники разрабатывается и производится специализированная элементная база. Это цифровые сигнальные процессоры (DSP) и программируемые логические матрицы (PLD).

Ведущими производителями цифровых сигнальных процессоров являются фирмы MOTOROLA, ANALOG DEVICES и TEXAS INSTRUMENTS, выпускающие процессоры с различной архитектурой, оптимизированной для решения разнообразного класса задач.

Типовая структурная схема цифрового сигнального процессора представлена на рис. 7.14. Отличительной особенностью сигнального процессора является наличие двух банков памяти (программ и данных), мощного вычислительного ядра – арифметико-логического устройства (АЛУ), умножителя и генератора адреса, и широкого набора периферийных модулей. Архитектура сигнальных процессоров оптимизирована для реализации алгоритмов цифровой фильтрации и быстрого преобразования Фурье [43,44] Быстродействие современных сигнальных процессоров позволяет создавать системы, работающие в реальном масштабе времени.

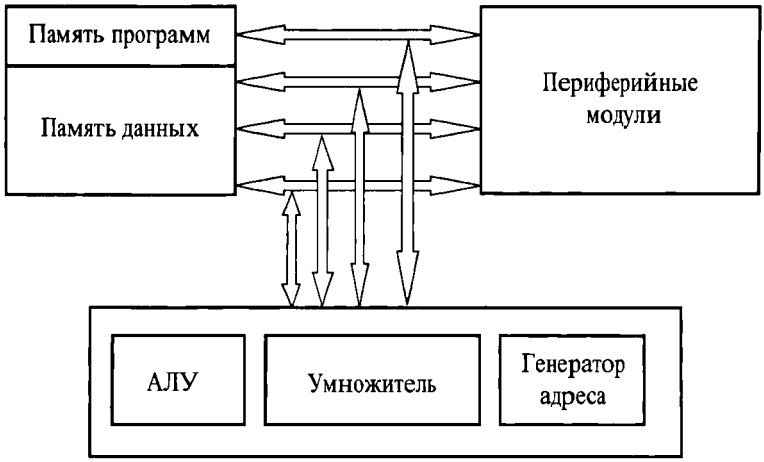


Рис.7.14 Типовая структурная схема цифрового сигнального процессора

Программируемые логические матрицы – устройства с внутренней структурой, конфигурируемой пользователем. Применение их существенно сокращает габариты электронных устройств, позволяет реализовывать уникальные цифровые узлы, не имеющие аналогов. Ведущими производителями программируемых логических матриц являются фирмы XILINX и ALTERA. Информация о программируемых логических матрицах в настоящее время достаточно хорошо представлена [45].

В области реализации цифровых фильтров разработчик имеет дело чаще всего с КИХ- и БИХ-фильтрами (с конечной и бесконечной импульсной характеристиками соответственно). В КИХ-фильтре отсчет выходного сигнала определяется значениями входного сигнала, а в БИХ-фильтре – значениями входного и выходного сигналов. В общем виде разностное уравнение, описывающее БИХ-фильтр, имеет вид:

$$Y_n = b_0 x_n + b_1 x_{n-1} + \text{K} + b_n x_{n-N+1} - a_1 y_{n-1} - a_2 y_{n-2} - \text{K} - a_m y_{n-m+},$$

где x – отсчет входного сигнала; y – отсчет выходного сигнала; a, b – коэффициенты фильтра.

КИХ-фильтр задается уравнением:

$$Y_n = b_0 x_n + b_1 x_{n-1} + \text{K} + b_n x_{n-N+1},$$

где x – отсчет входного сигнала; y – отсчет выходного сигнала; b – коэффициенты фильтра.

Таким образом, для реализации цифровых фильтров требуется устройство, эффективно реализующее операции умножения и накапливающего суммирования, а также операции задержки.

Эффективным средством для выбора структуры и расчета коэффициентов цифровых фильтров является интегрированная система MATLAB [14]. Применение цифровых фильтров позволяет существенно повысить селективные и энергетические возможности системы. Крутизна передаточной характеристики, возможность работы с более низким соотношением сигнал/шум указывают на предпочтительность использования цифровых методов фильтрации в современных системах. На рис. 7.15 показаны передаточные характеристики пяти полосовых цифровых фильтров Чебышева четвертого порядка, где по оси f указаны частоты фильтров, а по оси Am относительная амплитуда

$$Am = A_{вых} / A_{вых\,max}.$$

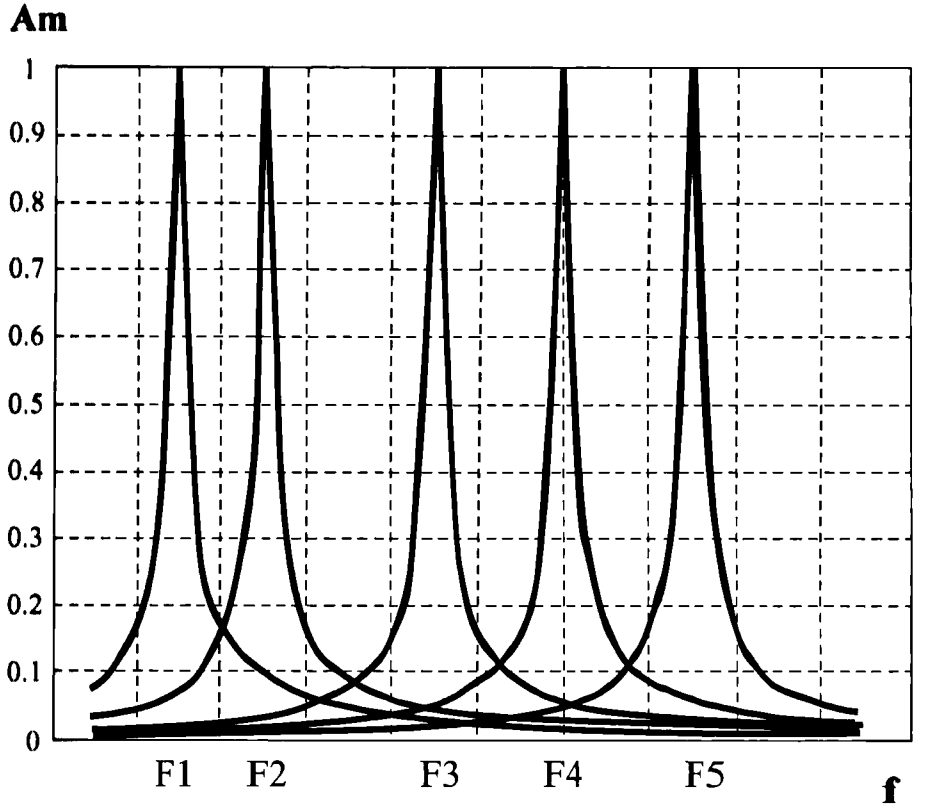


Рис.7.15 Передаточные характеристики пяти полосовых фильтров

Представляется возможным объединить в одном электронном устройстве вычислитель и устройство выделения координат. Структурная схема такой системы управления представлена на рис. 7.16.

Входной аналоговый сигнал с выхода фотоприемного устройства поступает на вход масштабирующего фильтра низких частот (ФНЧ). ФНЧ представляет собой аналоговый фильтр четвертого порядка и предназначен для масштабирования входного аналогового сигнала (в соответствии с входным диапазоном АЦП) и

Рис.7.16 Структурная схема электронного устройства выделения координат и вычислителя

исключения элайсинговых частот из спектра входного сигнала. С выхода фильтра сигнал поступает на аналого-цифровой преобразователь (АЦП) для оцифровки. Частота дискретизации входного сигнала должна быть выше максимальной частоты в спектре информационного сигнала в несколько раз. Цифровой сигнал управления с выхода АЦП поступает в центральный вычислитель, который реализован на цифровом сигнальном процессоре и программируемой логической матрице. Все блоки, входящие в состав центрального вычислителя, реализованы программным способом. Цифровые полосовые фильтры, реализующие фильтры Чебышева четвертого порядка, выделяют составляющие разных частот из входного управляющего сигнала. Сигналы с выходов цифровых полосовых фильтров поступают на вычислитель координат. В зависимости от соотношения длительностей частот в управляющем сигнале рассчитываются текущие координаты ракеты. Полученные координаты и сигналы от гирокоординатора поступают в алгоритм вычисления управляющего воздействия на рули. В синусо-косинусном преобразователе сигналы управляющего воздействия на рули и сигналы с гирокоординатора перемножаются и формируется выходной управляющий сигнал, который поступает через выходной цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП) на рулевые приводы.

Для телеметрических ракет центральный вычислитель формирует цифровые сигналы текущей координаты ракеты. Эти сигналы поступают в телеметрический контроллер по последовательному синхронному каналу в каждом цикле вычисления.

Качество работы всей системы наведения оценивается точностью наведения, из которого вытекают

критерии оценки качества работы всех входящих в неё подсистем и составных частей. Необходимая точность наведения не может быть получена, если система управления не обеспечивает достаточно малых отклонений ракеты от центра луча в полёте. Критерием качества работы приёмного тракта служит дисперсия измеренных координат, допустимый уровень которых служит уровнем, определяющим реальную чувствительность приёмного тракта.

Допустимый уровень дисперсии измеренных координат определяется по допустимому отклонению ракеты от заданной траектории при проведении экспериментов по полунатурному моделированию процесса полёта и уточняется в процессе проведения натурных испытаний. Результаты этих экспериментов позволяют определить и уровень реальной чувствительности оптико-электронной системы.

Рассмотрим определение реальной чувствительности приёмного тракта, а также его составных частей.

Реальная чувствительность приёмного тракта, ограниченная шумами фоновой (солнечной) засветки – это мощность полезного излучения, падающего на входную линзу приёмника излучения в условиях воздействия фоновой (солнечной) засветки максимального уровня $P_{ПИф}$, при котором дисперсии измеренных координат на выходе равны допустимым значениям.

Реальная чувствительность приёмного тракта, ограниченная собственными шумами, – это мощность полезного излучения, падающего на входную линзу приёмника излучения в условиях отсутствия фоновой засветки $P_{ПИс}$, при котором дисперсии измеренных координат на выходе равны допустимым значениям.

Реальная чувствительность устройства выделения координат – это минимальное допустимое отношение сигнал – шум на входе устройства, при котором дисперсии измеренных координат на выходе равны допустимым значениям.

Реальная чувствительность приёмника излучения – это мощность полезного излучения, падающего на входную линзу, при которой обеспечивается минимальное допустимое отношение сигнал – шум на его выходе.

Следует указать, что реальные чувствительности приёмника излучения и приёмного тракта количественно совпадают.

Энергетический запас системы может быть определён как отношение мощности полезного излучения, падающего на входную линзу приёмника излучения при максимальной энергетической освещённости информационного поля, создаваемой прибором наведения, к реальной чувствительности приёмного тракта:

$$N_ф = P_{ПИ\,max} / P_{ПИ\,ф} \quad \text{и} \quad N_c = P_{ПИ\,max} / P_{ПИ\,c} ,$$

где $N_ф$ и N_c - соответственно энергетические потенциалы системы, ограниченные шумами фоновой засветки и собственными шумами; $P_{ПИ\,max}$ - мощность полезного излучения, падающего на входную линзу приемника излучения при максимальной энергетической освещенности информационного поля.

Поскольку реальная чувствительность приёмного тракта различна в различных условиях, то и энергетический запас системы изменяется в зависимости от этих условий.

Мощность полезного излучения, падающего на входную линзу приёмника излучения при максимальной энергетической освещённости информационного

поля, создаваемой прибором наведения, может быть рассчитана:

$$P_{ПИ\max} = E\ \pi r_{П}^{2} \quad .$$

Если для примера принять энергетическую освещённость, создаваемую мощностью излучения 1 Вт на выходе прибора наведения $E = 28 \cdot 10^{-3}\ Вт/м^2$, а радиус входной линзы $r_П = 0{,}02$ м, то $P_{ПИ\max} = 35 \cdot 10^{-6}\ Вт$.

Если реальная чувствительность приёмного тракта, ограниченная шумами фоновой засветки $P_{ПИ\,ф} = 10^{-7}\ Вт$, а чувствительность, ограниченная собственными шумами $P_{ПИ\,с} = 10^{-9}\ Вт$, то энергетический потенциал системы для этих крайних условий работы составит, соответственно, $N_ф = 110$ и $N_с = 11000$. В этих пределах и будет изменяться энергетический потенциал системы при изменении внешних условий.

Бурное развитие, миниатюризация электронной элементной базы, появление миниатюрных устройств цифровой обработки сигналов, широкое производство полупроводниковых лазерных диодов и твердотельных лазеров с полупроводниковыми диодами накачки создают условия для проведения модернизации как бортовых, так и наземных частей системы, обеспечивая при этом значительное улучшение технических характеристик, позволяя избавиться от многих недостатков, обусловленных несовершенством устаревшей элементной базы.

Например, реализация устройства выделения координат на базе современных устройств цифровой обработки сигналов позволяет существенно повысить реальную чувствительность приёмного тракта при одновременном снижении массы, габаритов, энергопотребления бортовой системы управления и по-

вышении надёжности, устойчивости к воздействию различных дестабилизирующих факторов. Улучшение реальной чувствительности позволяет повысить частость применения оружия, либо снизить требования к мощности оптического излучения прибора наведения. Применение в качестве излучателя прибора наведения полупроводниковых лазерных диодов либо твердотельных лазеров с полупроводниковыми диодами накачки вместо лазера с газовой лампой накачки позволит за счёт более высокого КПД (от 5 до 50% для первых против от 0,1 до 2% для вторых) отказаться от применения громоздкой системы охлаждения, снизить энергопотребление, и габаритно-массовые характеристики.

8 Боевая часть

8.1. Анализ конструктивных схем боевой части ракеты

Начиная с 70-х годов XX столетия совершенствование бронезащиты танков идет, в основном, по пути внедрения динамической защиты, установка которой на основную «пассивную» броню танка значительно снижает эффективность кумулятивных боеприпасов, имеющих один кумулятивный заряд.

В настоящее время эффективным средством борьбы с бронетехникой, оснащенной динамической защитой (ДЗ), является кумулятивный боеприпас с тандемной боевой частью (БЧ), состоящей из двух последовательно расположенных кумулятивных зарядов: предварительного (ПЗ) и основного (ОЗ).

По сравнению с другими типами боевых частей (осколочная, фугасная и др.) кумулятивная БЧ обладает максимальной эффективностью при заданных габаритах и массе.

Характеристики некоторых противотанковых комплексов со ствольными управляемыми ракетами, оснащенными тандемными БЧ, приведены в таблице 8.1 [3, 19, 20].

Как видно из таблицы, бронепробиваемость кумулятивных БЧ достигает шести калибров орудия, из которого производится выстрел.

Предварительный кумулятивный заряд, срабатывающий первым, предназначен для инициирования (снятия) динамической защиты. Основной кумулятивный заряд, срабатывающий через определенный промежуток времени, в течение которого динамическая защита полностью потеряет (или существенно снизит) свою эффективность, предназначен для пробития пассивной брони танка и поражения его заброневого пространства.

Исходя из высоких требований по бронепробиваемости, при проектировании БЧ необходимо обеспечить наиболее благоприятные условия для работы основного модуля БЧ, т.е. основная задача состоит в минимизации потерь бронепробиваемости основного заряда.

Конструкция и взаимное расположение модулей тандемной БЧ определяются с учетом конструктивных ограничений по калибру и массе БЧ.

Существует две основных схемы расположения модулей: головное совместное и разнесенное.

При головном совместном расположении модулей БЧ основной и предварительный кумулятивные заряды соединены между собой посредством переходника. Такое расположение модулей обеспечивает существенное снижение отрицательного воздействия элементов других узлов ракеты на бронепробиваемость БЧ. Кроме того, та-

Таблица 8.1

Тип бронированной машины (носителя)	Т-55	Т-62	Т-72	Т-80, Т90	БМП-3
Наименование комплекса, из которого производится выстрел	9К116-1 «Бастион»	9К116-2 «Шексна»	9К120 «Свирь»	9К119 «Рефлекс»	9К116-3
Калибр орудия, мм	100	115	125	125	100
Масса выстрела, кг	27,5	28	24,3	24,3	24,5
Бронепробиваемость тандемной БЧ, мм	600	600	700	700	600
Преодоление динамической защиты	Обеспечивается	Обеспечивается	Обеспечивается	Обеспечивается	Обеспечивается

кое компоновочное решение позволяет в условиях высоких стартовых перегрузок ракеты обеспечить максимально возможный диаметр основного заряда БЧ. Основным недостатком данной компоновки ракеты является сложность обеспечения фокусного расстояния для основного заряда БЧ, связанного с ограничениями по габаритным размерам (длине).

При разнесенном расположении ПЗ и ОЗ обеспечивается оптимальное фокусное расстояние основного заряда, а также его защита от осколков, образующихся при срабатывании предварительного заряда. Основным недостатком схемы с разнесенным расположением модулей БЧ является сложность компоновки ракеты. На практике в большинстве случаев предпочтение отдается схеме с совместным расположением модулей БЧ.

Важным элементом конструкции тандемной боевой части является узел, обеспечивающий необходимую временную задержку срабатывания ОЗ после срабатывания ПЗ. Параметры и конструктивное исполнение узла временной задержки в значительной степени определяет эффективность и надёжность действия БЧ по бронецели. Задержка выбирается из условия обеспечения срабатывания ОЗ после завершения работы ДЗ танка, направленной на разрушение кумулятивной структуры ОЗ. Это условие определяет нижнюю границу диапазона значений времени задержки, которая должна быть реализована в конструкции разрабатываемого узла.

С другой стороны, необходимо обеспечить оптимальные условия для работы основного заряда с точки зрения приближения его фокусного расстояния к оптимальному, на котором обеспечивается

максимальная бронепробиваемость кумулятивного заряда во всем диапазоне скоростей подхода боеприпаса к преграде.

Способы реализации задержки срабатывания ОЗ могут быть различными. Чаще всего применяются газодинамический и электронный способы. В основе газодинамического способа обеспечения временной задержки лежит метание продуктами детонации ПЗ груза определённой массы в направлении датчика взрывательного устройства основного заряда, а электронного – в размещении специального электронного блока в донной части основного модуля БЧ или в составе предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ).

Каждый из указанных способов обладает как достоинствами, так и недостатками, снижающими эффективность бронепробивного действия.

Газодинамический способ создания временной задержки в срабатывании ОЗ, характеризуется большим разбросом времени задержки, определяемым:

- технологическим допуском на массу взрывчатого вещества (ВВ) при снаряжении ПЗ;
- разбросом массы метаемого груза из-за технологических допусков на его изготовление;
- технологическими допусками на сборку боевой части.

Кроме того, при таком способе довольно сложно конструктивно обеспечить возможность варьирования временем срабатывания ОЗ. Это связано с конструктивными ограничениями по длине и массе, как боевой части, так и ракеты в целом. Еще одним недостатком данного способа является необходимость иметь в конструкции тандемной БЧ два взрыватель-

ных устройства (ВУ) (по одному в составе предварительного и основного зарядов). Преимуществом газодинамического способа являются конструктивная простота, высокая надежность и помехозащищенность, возможность использовать метаемый груз для защиты конструкции основного заряда от воздействия продуктов взрыва предварительного заряда.

Газодинамический способ создания временной задержки характеризуется также повышенной надёжностью срабатывания ОЗ по сравнению с электронным, так как при электронном способе:

- более низкая надежность работы элементной базы электронного узла;
- меньшая стойкость электронного узла к высоким ударным перегрузкам, действующим на ракету при выстреле и в момент подрыва предварительного заряда;
- пониженная помехоустойчивость электроники в условиях создания противником на поле боя мощных электромагнитных полей.

Кроме того, при электронном способе реализации временной задержки для его работы необходимо иметь автономный источник питания в БЧ или обеспечить связь с блоком питания ракеты, что достаточно проблематично, учитывая ограниченные объемы БЧ и нежелательность размещения этого элемента в пространстве между зарядами, так как он будет являться дополнительной преградой на пути кумулятивной струи основного заряда.

Таким образом, выбор параметров и конструктивной схемы расположения модулей тандемной БЧ должен проводиться из условий обеспечения:

- надежного инициирования (снятия) ДЗ танка предварительным зарядом БЧ;

- защиты основного заряда БЧ от воздействия на него продуктов взрыва ПЗ и ДЗ танка в течение времени задержки срабатывания ОЗ;
- максимальной бронепробиваемости основного заряда при действии по «пассивной» броне;
- поражения запреградного пространства цели путем создания заданного поля вторичных осколков;
- автономности работы модулей и узлов БЧ;
- технологичности конструкции БЧ;
- обеспечения работоспособности БЧ в условиях значительных перегрузок, возникающих при выстреле из орудия.

8.2. Модель процесса функционирования кумулятивного заряда

Процесс формирования кумулятивной струи (КС) при взрывном обжатии осесимметричных металлических облицовок впервые объяснила гидродинамическая теория кумуляции, основанная на модели идеальной несжимаемой жидкости [49].

В основе гидродинамической теории кумуляции лежит предположение, что при максимально высоких давлениях продуктов взрыва, действию которых подвергается металлическая облицовка кумулятивного заряда, можно пренебречь прочностным сопротивлением металла и рассматривать его как идеальную несжимаемую жидкость.

Рассмотрим картину симметричного соударения двух струй идеальной несжимаемой жидкости под углом 2ξ (Рис. 8.1).

Жидкость, текущая с постоянной скоростью Va вдоль конической поверхности, у вершины конуса образует две цилиндрические струи, движущиеся в противоположные стороны вдоль оси конуса. При этом, как следует из законов гидродинамики, скорости образовавшихся струй одинаковы и равны скорости жидкости в сходящихся струях $V_a = V_s = V_j$.

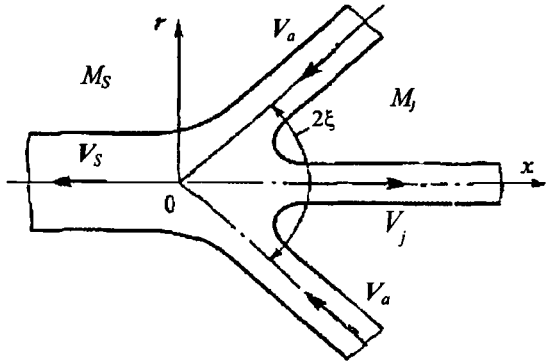


Рис. 8.1 Схема соударения двух струй

Массы жидкостей, движущихся в этих струях (расход массы в единицу времени), различны. Массы образующихся струй M_s и M_j могут быть выражены через массу сходящихся струй следующим образом:

$$M_S = M\cos^2\frac{\xi}{2};\quad M_j = M\sin^2\frac{\xi}{2}. \qquad (8.1)$$

Струя, в которой направление движения жидкости совпадает с проекцией на ось конуса направления движения сходящихся струй, имеет больший диаметр, чем струя противоположного направления.

Эта гидродинамическая закономерность может быть применена для описания процесса образо-

вания кумулятивной струи и песта при взрыве кумулятивного заряда с металлической облицовкой, если рассматривать металл облицовки как несжимаемую жидкость [49].

Под действием давления продуктов взрыва каждый элемент А облицовки обжимается в направлении, близком к нормали ее поверхности, со скоростью V_0, которую приближенно можно считать одинаковой для всех элементов облицовки (рис. 8.2). В действительности скорость обжатия облицовки в различных сечениях неодинакова, так как импульс, сообщаемый ей детонационной волной, изменяется вдоль образующей, уменьшаясь по мере удаления от вершины облицовки. Скорость V_0 может быть разложена на две составляющие: вдоль образующей облицовки V_a и вдоль продольной оси - V_k.

Из рисунка следует что

$$V_a = \frac{V_0}{tg\xi}; V_k = \frac{V_0}{\sin\xi}. \qquad (8.2)$$

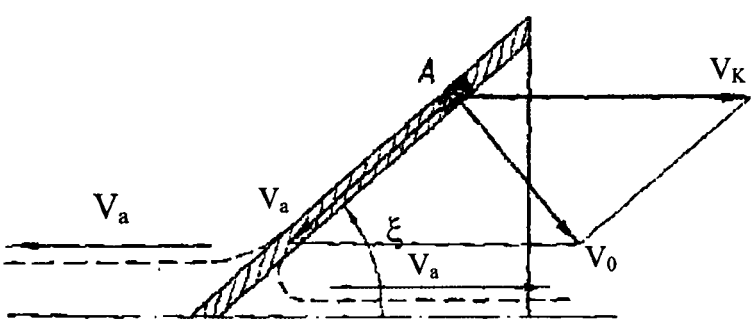


Рис. 8.2 Схема разложения скорости обжатия облицовки на составляющие

Если рассматривать пластичное течение металла в движущейся со скоростью V_k системе координат, то процесс формирования кумулятивной струи и песта подобен процессу образования двух цилиндрических струй из конической пелены жидкости, изображенных на рис. 8.1.

Роль кумулятивной струи играет струя жидкости меньшего сечения, а роль песта – струя большего сечения. Очевидно, что скорости кумулятивной струи V_c и песта V_n относительно неподвижной системы координат равны:

$$V_c = V_k + V_a; \tag{8.3}$$

$$V_n = V_k - V_a. \tag{8.4}$$

Подставив в эти соотношения значения V_a и V_k из (8.2), получим:

$$V_c = V_o \frac{1+\cos\xi}{\sin\xi} = V_o \Big/ tg\frac{\xi}{2}; \tag{8.5}$$

$$V_n = V_o \frac{1-\cos\xi}{\sin\xi} = V_o \; tg\frac{\xi}{2}. \tag{8.6}$$

Кинетическая энергия кумулятивной струи E_c и песта E_n определяется соотношениями:

$$E_c = \frac{M_j V_c^2}{2} = \frac{M V_o^2}{2} \cos^2\frac{\xi}{2} = E_o \cos^2\frac{\xi}{2}; \tag{8.7}$$

$$E_n = \frac{M_s V_n^2}{2} = \frac{M V_o^2}{2} \sin^2\frac{\xi}{2} = E_o \sin^2\frac{\xi}{2}, \tag{8.8}$$

где E_0 - кинетическая энергия обжатия кумулятивной облицовки, имеющей массу М и скорость обжатия кумулятивной облицовки V_0.

Полученные формулы позволяют дать качественную оценку скоростям струи и песта, однако, в количественном отношении являются приближенными.

При их выводе не учитывалась неравномерность распределения импульса взрывной нагрузки (скорости обжатия) вдоль образующей облицовки и ряд других факторов.

Гидродинамическая теория кумуляции дает возможность получить достаточно точные данные о геометрических размерах струи и законе распределения скорости струи по ее длине.

Бронебойное действие кумулятивных зарядов

В процессе проникновения кумулятивной струи в преграду давление, возникающего на границе между материалами струи и преграды, на один - два порядка превосходит прочностные характеристики преграды. Это относится к тем частям КС, которые имеют скорость $V > 4$ км/с. В этом случае прочностью струи и преграды можно пренебречь и процесс внедрения КС в броню можно представить как процесс движения жидкой струи в жидкой среде.

Рассмотрим приближенную теорию проникания элемента КС в гомогенную преграду [1,49].

На рис. 8.3 показано положение проникающей в броню КС в произвольный момент времени t. При внедрении струи в броню металл брони выжимается и в ней образуется выемка. Найдем скорость линии раздела (скорость образования выемки), считая металл струи и брони несжимаемыми. Процесс прони-

кания КС в преграду будем рассматривать в системе координат, перемещающейся вместе с линией раздела (точка В).

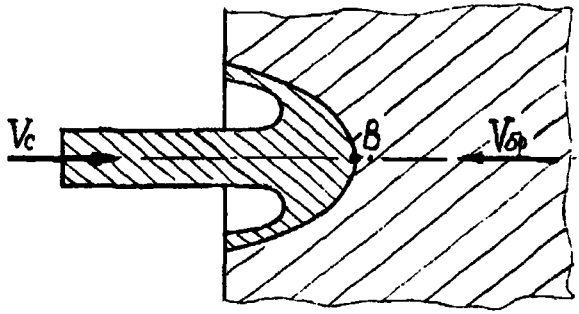


Рис. 8.3 Схема внедрения струи в броню

В этой системе координат струя и броня движутся навстречу друг другу со скоростями (V_c - $V_{бр.}$) и $V_{бр.}$ соответственно.

Давление на линии раздела в точке В со стороны струи:

$$p_c = \frac{\rho_c (V_c - V_{бр.})^2}{2}, \qquad (8.9)$$

где ρ_c - плотность металла струи.

Давление в той же точке со стороны металла брони:

$$p_{бр.} = \frac{\rho_{бр.} V_{бр.}^2}{2}, \qquad (8.10)$$

где $\rho_{бр.}$ - плотность металла брони.

Поскольку процесс проникания является стационарным, то для него справедливо равенство давлений $p_{бр.} = p_c$:

$$\rho_c (V_c - V_{бр.})^2 = \rho_{бр.} V_{бр.}^2, \qquad (8.11)$$

откуда $$V_{бр.} = \frac{V_c}{1 + \sqrt{\frac{\rho_{бр}}{\rho_c}}}. \quad (8.12)$$

Если предположить, что плотность КС и брони равны, то получим

$$V_{бр.} = \frac{V_c}{2}, \quad (8.13)$$

то есть, в случае стальной облицовки скорость образования пробоины в стальной броне в два раза меньше скорости КС. Результаты экспериментальные исследования достаточно хорошо согласуются с этим выводом.

Определим глубину выемки, создаваемой в броне кумулятивной струей. Время проникания струи в броню $t_{пр}$ равно времени перемещения линии раздела до дна выемки:

$$t_{пр.} = \frac{L}{V_{бр}}, \quad (8.14)$$

где L - глубина выемки.

С другой стороны, оно равно времени движения КС до дна выемки от своего исходного положения:

$$t_{пр.} = \frac{L + l}{V_c}, \quad (8.15)$$

где l — длина струи.

Приравняв правые части выражений (8.14) и (8.15), получим:

$$\frac{L}{V_{бр}} = \frac{L + l}{V_c}. \quad (8.16)$$

Разрешив уравнение (8.16) относительно L и подставив выражение отношения $V_c/V_{бр}$ из формулы (8.12), получим:

$$L = l\sqrt{\frac{\rho_c}{\rho_{бр}}}. \qquad (8.17)$$

Найденное соотношение (8.17) носит название формулы Лаврентьева. Из нее, в частности, следует, что глубина пробоины в броне при заданных плотностях металла облицовки и брони зависит только от длины кумулятивной струи и не зависит от скорости струи. Следовательно, для повышения бронепробивного действия кумулятивных зарядов нужно стремиться к увеличению длины кумулятивной струи.

Длина кумулятивной струи l при подходе к преграде определяется конструктивными характеристиками кумулятивного заряда, точностью его изготовления, свойствами материала облицовки. При прочих равных условиях длина струи пропорциональна длине образующей облицовки. Поэтому при равных высотах облицовка гиперболической формы является более выгодной, чем коническая.

Результаты расчетов по формуле Лаврентьева в ряде случаев отличаются от экспериментальных данных. Основной причиной расхождения теории с опытом является неучет при выводе формулы (8.17) сжимаемости металлов при высоких давлениях и прочного сопротивления материала преграды. Прочностное сопротивление металлов, как известно, возрастает при увеличении динамичности нагрузки и при определенных условиях становится соизмеримым с давлением, создаваемым кумулятивной струей. В этом случае глубина бронепробития должна зависеть не только от длины струи и соотношения плотностей ме-

таллов, но и от скорости струи и прочностных характеристик брони.

Как показывает соответствующий анализ формулу (8.17) следует считать справедливой, если скорость кумулятивной струи не меньше некоторой критической скорости, при которой бронепробивание практически прекращается. Значение критической скорости $V_{кр}$ зависит от соотношения между плотностями металлов струи и преграды и их физико-механических характеристик. Так, например, для облицовки из стали критическая скорость кумулятивной струи при действии ее по стальной преграде равна 2000 м/с, а облицовки из дюраля - 3300 м/с.

Поскольку вдоль кумулятивной струи существует градиент скоростей, то на основании изложенного можно заключить, что бронепробивной способностью обладает не вся струя, а лишь некоторая ее часть, которая называется эффективной длиной струи $l_{эф}$. В любом сечении струи в пределах ее эффективной длины скорость не ниже критической.

Для кумулятивных зарядов с конической выемкой и с облицовкой из стали эффективная длина кумулятивной струи примерно составляет $3l_0$, где l_0 – длина образующейся кумулятивной выемки. Таким образом, при использовании формулы (8.17) в ней следует учитывать не всю длину струи, а только длину ее эффективной части.

Факторы, влияющие на кумулятивное действие

Основными факторами, оказывающими влияние на бронепробивное действие кумулятивных зарядов, являются: размеры заряда (рис. 8.4), параметры

кумулятивной выемки, материал и толщина облицовки, свойства ВВ, технология изготовления заряда, частота вращения снаряда.

С увеличением высоты H и диаметра D до определенного предела увеличивается масса активной части кумулятивного заряда. Для зарядов с выемкой конической формы оптимальное отношение $H/D \approx 3$. Увеличение высоты заряда свыше трех калибров не оказывает влияния на кумулятивное действие, так как при этом не изменяется масса активной части заряда.

Из параметров кумулятивной выемки наибольшее влияние на кумулятивное действие оказывает относительная высота выемки h/d. При изменении h/d – меняется соотношение между осевой и ради-

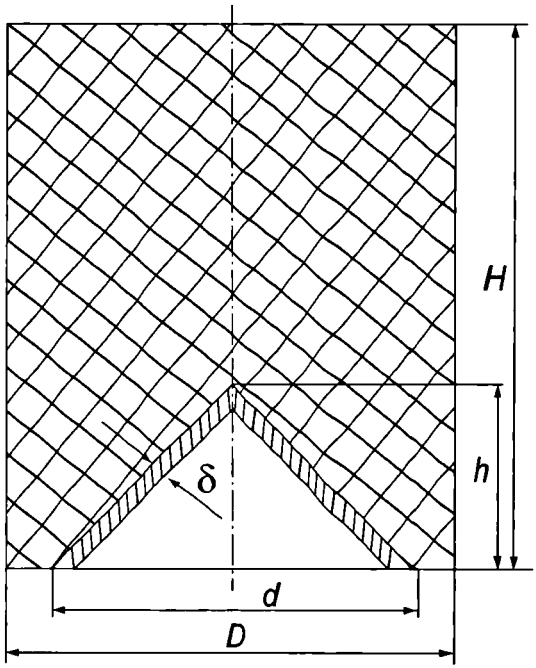


Рис. 8.4 Схема кумулятивного заряда

альной составляющими скорости обжатия облицовки. Чем глубже выемка, тем больше радиальная составляющая скорости обжатия, а, следовательно, тем больше длина и скорость кумулятивной струи. Однако при увеличении h/d сверх некоторого оптимального значения образующаяся струя оказывается недостаточно устойчивой, быстро теряет свою монолитность (рвется на части). Для зарядов с выемкой конической формы оптимальное отношение h/d равно примерно 1,5.

Форма выемки оказывает влияние на значение фокусного расстояния кумулятивного заряда. При взрыве зарядов с выемками различной формы на фокусном расстоянии от преграды получаются примерно одинаковые результаты. Поэтому на практике обычно используют выемки конической и полусферической формы, являющиеся наиболее простыми для изготовления.

Существует оптимальное значение толщины облицовки δ, при которой достигается максимальное бронепробивное действие. Если толщина облицовки слишком мала, ее масса оказывается недостаточной для формирования нормальной кумулятивной струи. При излишне толстой облицовке отношение ее массы к массе активной части кумулятивного заряда становится выше некоторого предельного значения, при котором прекращается формирование струи. В результате экспериментальных исследований было установлено оптимальное отношение толщины облицовки к диаметру выемки конической формы, которое лежит в пределах 3 - 4%.

Заметное влияние на эффективность кумулятивных зарядов оказывают физико-механические свойства металла облицовки. Наибольший эффект

достигается с облицовками, материал которых обладает высокими прочностью и пластичностью (медь, малоуглеродистая сталь и др.).

На эффективность кумулятивного действия сильное влияние оказывают свойства взрывчатого вещества – удельная энергия взрыва (потенциал ВВ) и скорость детонации, которые определяют интенсивность обжатия облицовки, а, следовательно, длину и скорость кумулятивной струи. Опыт показывает, что применение вместо тротила более мощных ВВ (сплавов тротила с гексогеном, октогеном) приводит к повышению кумулятивного эффекта на 15 – 20%.

Кумулятивное действие в сильной степени зависит от качества технологии изготовления заряда: однородности заряда (равномерность плотности и состава, отсутствие внутренних дефектов), точности постановки детонатора, точности геометрических размеров заряда, однородности облицовки и др. Результаты исследований показывают, что даже при незначительной асимметрии кумулятивной облицовки или взрывного импульса происходит сдвиг центра формирования струи относительно оси заряда, являющийся причиной искривления струи и, как следствие этого, понижения ее бронебойного действия.

Другим фактором, резко снижающим кумулятивный эффект, является вращение кумулятивного снаряда. Например, при стрельбе вращающимися с частотой 20000 об/мин артиллерийскими снарядами с кумулятивным зарядом их бронебойное действие по сравнению с невращающимися снарядами снижается на 60%.

Вредное влияние вращения снаряда проявляется прежде всего в том, что под воздействием центробежных сил, действующих на вращающуюся струю,

увеличивается диаметр струи и, соответственно, уменьшается ее средняя плотность, происходит разрыв струи на дискретные частицы. Неравномерность распределения угловых скоростей по длине струи приводит к ее закручиванию.

8.3. Проектировочный расчет кумулятивного заряда

Основной задачей проектировочного расчета кумулятивного заряда является выбор конструктивных параметров, обеспечивающих максимальное бронепробитие. Таковыми параметрами являются конструктивные параметры кумулятивной облицовки (форма, размеры, толщина и материал облицовки), параметры заряда, линзы (форма, размеры, материал, место расположения), характеристики инициирующего устройства (тип ВУ, способ взведения, пределы взведения, мощность детонатора, место установки и др.).

Известно два метода расчетного определения параметров функционирования кумулятивного заряда [49]. Первый из них заключается в численном интегрировании системы дифференциальных уравнений, описывающих поведение составных элементов КЗ на разных стадиях кумулятивного действия: обжатия (схлопывания) кумулятивной облицовки под действием продуктов детонации, образования КС или формирования поражающего элемента (ПЭ), растяжения и разрыва КС, проникания КС или ПЭ в преграду. Данный метод расчета требует обычно составления нескольких взаимосвязанных программ, знаний свойств ВВ и материалов кумулятивной об-

лицовки (КО), корпуса, линзы и других составных элементов заряда.

Второй метод основан на гидродинамической теории кумуляции, а также на приближенных соотношениях по определению активной массы заряда, скорости метания облицовки, угла схлопывания отдельных элементов облицовки и экспериментальных данных. В силу широкого использования экспериментальных данных для определения отдельных параметров функционирования КЗ данные методы иногда называют расчетно-экспериментальными.

Необходимо отметить, что, по мере развития вычислительной техники, расширения представлений о поведении материалов при динамическом нагружении, существенно выросли значение и практическая ценность исследований, проводимых на основе численных методов механики сплошной среды. Тем не менее, такой расчет функционирования КЗ в рамках единой методики – от момента инициирования до окончания пробития преграды, в настоящее время сопряжен, прежде всего, с неудовлетворительной точностью получаемых результатов, вызванных несовершенством физико-математических моделей и численных методов, а также со сложностями технического характера, связанными с обменом данных между отдельными взаимосвязанными программами, чрезмерно высокими требованиями к быстродействию и памяти ЭВМ. Наиболее эффективно использование численных методов при исследованиях отдельных стадий кумулятивного действия, перечисленных выше. Поэтому увязка численных (конечно-разностных) методов расчета с инженерными (расчетно-экспериментальными) методиками в настоящее время обеспечивает наибо-

лее полное моделирование функционирования КЗ с приемлемой точностью.

На практике расчет параметров кумулятивных зарядов проводится с использованием одной из многочисленных инженерных методик. Некоторые из них приведены в работе [49]. Так, например, методика, разработанная В.М. Мариниым, базируется на последовательном решении следующих самостоятельных задач:

- определение параметров нагружения кумулятивной облицовки при детонации ВВ и ее обжатия под действием продуктов детонации (ПД);
- определение кинематических, массовых и энергетических параметров КС;
- описание процесса удлинения и разрыва КС в процессе ее движения;
- расчет взаимодействия КС с преградой.

Задача обжатия КО продуктами детонации в общем случае относится к классу двумерных нестационарных задач газовой динамики. В предлагаемой методике давление $p_i(t)$, действующее на контактной поверхности ПД – КО, определяется в квазидвумерном приближении на основе суперпозиции аналитических решений следующих одномерных задач: об истечении сильно сжатого газа в пустоту, об отражении центрированной волны разрежения от жесткой стенки, о метании тела ПД, о схождении к оси симметрии ударных и детонационных волн.

При этом материал облицовки считается идеальной несжимаемой жидкостью. В качестве уравнения ПД используется изоэнтропа вида $p = A \cdot \rho^3$, где A – коэффициент, ρ – плотность продуктов детонации.

Такой подход позволяет учесть влияние торцовой и боковой волн разрежения в ПД, возрастание

параметров на фронте ДВ при схождении к оси симметрии и временной характер разгона кумулятивной облицовки.

Исходными данными для расчетов по данной методике являются геометрические характеристики кумулятивного заряда, плотность и скорость детонации ВВ.

Скорость обжатия V_{oi} каждого элемента КО, выделенного двумя сечениями, перпендикулярными оси симметрии заряда, текущее положение элемента как функция времени и угол схлопывания определяются численным интегрированием уравнения движения i-го элемента облицовки:

$$M_i \frac{dV_{oi}}{dt} = p_i(t)\ \ S_i(t), \qquad (8.18)$$

где M_i, V_{oi}, $S_i(t)$ – соответственно, масса, скорость и текущая площадь поверхности i-го элемента КО.

Давление $p_i(t)$ определяется из выражения:

$$p_i(t) = K_{1i}\ \ K_{2i}\ \ p(\psi_i,0)\ \ ((1-\frac{2\psi_i}{3\pi})\ \ \frac{t_{0i}}{t_i}+\frac{\psi_i}{\pi}), \qquad (8.19)$$

где $K_{1i} = 1-(V_{0i}t_i - \Delta x)/Dt_{0i}$ - функция изменения давления вследствие движения метаемого элемента КО, определяемая текущими значениями его перемещения Δx, скорости V_{0i} и времени t_i;

K_{2i} - коэффициент, учитывающий возрастание параметров во фронте детонационной волны (ДВ) при ее схождении к оси симметрии;

$p(\psi_i,0) = p_{ci}\left(1+37/27\cos^2\psi_i\right)$ - начальное давление при падении ДВ на абсолютно жесткую стенку под углом ψ_i;

$t_{0i} = H_i \ D$ - время прихода ДВ к текущему элементу КО;

D – скорость детонации ВВ;

p_{ci} – давление в характерной точке (точке Чепмена- Жуге);

H_i- расстояние, проходимое ДВ от точки инициирования заряда до i-го элемента КО.

Скорость, масса и энергия i-го элемента КС определяются по формулам гидродинамической теории кумуляции:

$$V_{ci} = V_{0i} \ \frac{\cos(\xi - \gamma_i - \xi_i/2)}{\sin(\xi_i/2)};$$

$$M_{ci} = M_i \ \sin^2(\xi_i/2); \qquad (8.20)$$

$$E_{ci} = M_{ci} \ V_{ci}^2/2;$$

$$R_{ci} = V_{ci}(2r_i - \delta_i \ \cos\xi) \ \delta_i \ \cos(\xi_i/2),$$

где V_{ci}, M_{ci}, E_{ci}, R_{ci} – соответственно скорость, масса, энергия и радиус элемента КС;

r_i, δ_i – соответственно радиус и толщина КО;

ξ, ξ_i – соответственно начальный угол раствора и угол схлопывания облицовки;

$\gamma_i = \arcsin(V_{oi} \sin\psi_i / 2D)$ – угол отклонения вектора скорости обжатия от нормали к поверхности КО.

Полученные с использованием изложенного подхода расчетные данные для зарядов нескольких типов сравнивались с данными рентгеноимпульсных исследований, при этом максимальное расхождение по скорости головных элементов КС не превышало 3-4%, а для хвостовых частей КС - 5-8% [49].

Следующими этапами кумулятивного действия являются растяжение струи и ее взаимодействие с преградой.

Начальная длина элемента струи l_{oi} принимается равной длине, образующей элементы КО. За время движения элемент удлиняется на Δl_i под действием сил, вызванных наличием значительных градиентов осевых составляющих скоростей, причем на расстоянии F_i от начального, удлинение элемента КС определяется следующей зависимостью:

$$\Delta l_i = l_{oi} \frac{F_i}{V_{ci}} gradV_{ci} = l_{oi} (t_i - t_{oi}) gradV_{ci}, \qquad (8.21)$$

где $gradV_{ci} = 0.5\left(V_{c(i-1)} - V_{c(i+1)}\right)/l_{oi}$ - начальный градиент осевой скорости;

t_i – текущее время, отсчитываемое от момента подхода фронта детонационной волны к КО (началу выбранной системы координат);

t_{oi} – момент образования i-го элемента струи.

Тогда полная текущая длина элемента КС равна

$$l_i = l_{oi} + \Delta l_i \le n_{bi} \; l_{oi}, \qquad (8.22)$$

где n_{bi} - коэффициент предельного удлинения элемента КС, значения которого для некоторых материалов, полученные экспериментальным путем, приведены в работе [49].

Глубина L_i и скорость проникания i-го элемента в преграду V_{xi} определяются по формулам гидродинамической теории:

$$L_i = c_i l_i \sqrt{\rho_c/\rho_{бр.}}; \quad V_{xi} = V_{ci} \frac{\sqrt{\rho_c/\rho_{бр.}}}{\sqrt{\rho_c/\rho_{бр.}} + 1}, \qquad (8.23)$$

где $c_i = \left(V_{ci} - V_c^*\right)/V_c^*$ - экспериментальный коэффициент, учитывающий влияние скорости на глубину пробития;

V_c^* – критическая скорость пробития, причем при $V_{ci} < V_c^*$ имеем c_i=0, а при $V_{ci} \geq 4$ км/с – c_i=1.

Итоговая глубина пробития кумулятивного заряда по гомогенной броне на фокусном расстоянии F_m равна

$$L = \sum_{i=1}^{n} L_i.$$

Диаметр пробоины в преграде может быть рассчитан по приближенной зависимости, полученной в предположении, что кинетическая энергия элемента КС E_{ci} пропорциональна работе деформирования, необходимой для образования цилиндрической каверны диаметром D_{oi} и длиной L

$$D_{oi} = \sqrt{\frac{4E_{ci}}{\pi A_w L_i}}, \qquad (8.24)$$

где A_w – удельная работа вытеснения единицы объема материала преграды, определяемая по экспериментальным данным. Существуют и другие зависимости для определения диаметра пробоины в преграде.

Инженерная методика непосредственно не учитывает влияния технологических факторов, обусловленных структурными особенностями ВВ и материала КО, точностью изготовления элементов кумулятивного заряда и сборки БЧ в целом, характеристики заряда. Однако косвенным образом это влияние учтено поправочными коэффициентами, определенными экспериментальным путем.

8.4. Конструкция тандемной боевой части

В ствольных управляемых ракетах чаще всего применяется тандемная БЧ с головным совместным расположением зарядов.

Конструктивно предварительный и основной заряды представляют собой законченные сборочные единицы, выполненные в виде отдельных модулей – предварительного (ПМ) и основного (ОМ), соединенных между собой с помощью узла стыковки (переходника).

Предварительный модуль

Предварительный модуль состоит из:

- взрывательного устройства, включающего датчик цели (пьезогенератор или контактный замыкатель), и предохранительно-исполнительного механизма;
- обтекателя, обеспечивающего аэродинамическую форму ракеты и защиту датчика цели ПМ;
- узла стыковки ПМ и ОМ (переходника).

Конструкция ПМ должна обеспечивать:

- надежное инициирование динамической защиты во всем диапазоне скоростей и углов подхода ракеты к преграде;
- защиту ОМ от воздействия продуктов взрыва ПМ;
- создание благоприятных условий для работы ОМ.

Выбор параметров ПМ осуществляется исходя из основного назначения ПМ - вызвать инициирование или разрушение элементов ДЗ танка. Требования по бронепробиваемости ПМ определяются с учетом типа ДЗ, условий встречи ракеты с бронепреградой и задаются в ТТЗ на ракету.

При действии тандемной БЧ по бронепреграде, оснащенной ДЗ, воздействие кумулятивной струи ПМ на основную броню минимально, так как продукты взрыва и метаемая стальная пластина ДЗ разрушают кумулятивную струю ПМ. В этом случае в основной броне может образоваться небольшая каверна, которая практически не оказывает влияния на эффективность кумулятивной струи ОМ.

В том случае, когда тандемная БЧ попадает в бронепреграду, не оснащенную ДЗ, или в незащищенный элементами ДЗ участок брони, задача поражения осложняется. При этом на лицевой поверхности брони КС предварительного заряда образует каверну, размеры которой соответствуют бронепробиваемости ПМ, что создает дополнительные препятствия на пути КС основного заряда. Это объясняется тем, что КС попадая в узкую каверну должна затратить часть своей энергии на расширение отверстия каверны и удаление вымываемого металла преграды.

Для уменьшения потерь бронепробиваемости основного заряда диаметр каверны должен, как минимум, в 2,5 раза превышать диаметр внедряющейся кумулятивной струи. Важно также обеспечить соосность канала каверны и оси кумулятивной струи ОМ, что создает условия для режима внедрения кумулятивной струи в преграду без взаимодействия ее со стенками каверны. Технологически обеспечить идеальную соосность предварительного и основного зарядов сложно.

Обычно в предварительном заряде применяют кумулятивную облицовку низкой формы (с углом раствора более 100°), что обеспечивает формирование каверны большего диаметра с минимальной глубиной по сравнению с КО высокой формы. При этом форми-

руется пест минимальных размеров, что также снижает отрицательное воздействие предварительного заряда на кумулятивную струю основного заряда.

Кумулятивная облицовка предварительного заряда изготавливается обычно из алюминия. Преимущество алюминия состоит в том, что он обладает меньшей плотностью по сравнению с медью при высокой пластичности, что позволяет сформировать каверну небольшой глубины и увеличенным по сравнению с другими материалами диаметром.

При проектировании тандемной кумулятивной боевой части необходимо учитывать фактор воздействия продуктов детонации предварительного заряда на основной заряд. Защитить конструкцию основного заряда от фугасного воздействия продуктов взрыва предварительного заряда можно разнесением в пространстве ПМ и ОМ, а также установкой между ними массивного экрана, препятствующего воздействию продуктов взрыва предварительного заряда на основной. На практике, однако, такие конструктивные решения не всегда удается реализовать из-за ограничений по габаритам и массе БЧ. Кроме того, наличие дополнительной преграды на пути кумулятивной струи основного заряда, снижает бронепробивное действие основного заряда. Эти обстоятельства приводят к необходимости иметь определенный запас по бронепробиваемости ОМ.

Инициирование кумулятивного заряда ПМ осуществляется взрывательным устройством, состоящим из пьезогенератора и ПИМ

В промежутке времени от момента инициирования предварительного заряда до момента завершения формирования кумулятивной струи основного заряда защиту конструкции ОМ от продуктов взры-

ва ПМ обеспечивает метаемый элемент, расположенный между предварительным и основным модулями. Снижению воздействия продуктов взрыва ПМ на ОМ способствует также цилиндроконическая форма заряда предварительного модуля, при которой большая часть продуктов взрыва ПМ распространяется в стороны от ОМ.

Кроме того, метаемый элемент обеспечивает необходимую задержку срабатывания основного заряда, значение которой выбирается из условий:

- завершения действия ДЗ, направленной на разрушение кумулятивной струи основного заряда;
- обеспечения оптимальных условий для работы основного заряда с точки зрения приближения его конструктивного фокусного расстояния к расчетному значению.

Оба условия определяют нижнюю границу времени задержки в срабатывании основного заряда.

Полное время задержки срабатывания основного заряда складывается из времени, в течение которого происходит полет метаемого элемента до ОМ, и времени срабатывания ВУ основного модуля.

Таким образом, задача выбора времени задержки срабатывания основного заряда сводится к подбору массы метаемого груза и расстояния, которое он должен преодолеть до встречи с датчиком ВУ основного заряда.

Основной модуль

Конструкция основного модуля отличается от конструкции предварительного модуля большим калибром, наличием узла управления детонационным

фронтом (линзой, устанавливаемой на оси заряда между точкой инициирования и облицовкой), формой кумулятивной облицовки и отсутствием метаемого элемента.

Основной задачей при конструировании основного модуля является обеспечение заданного бронепробития. Данная задача решается следующими способами:

- применением высоких конических облицовок с переменной толщиной вдоль образующей;
- выбором материала КО, обеспечивающего формирование высокоплотных сплошных струй с высокой пробивной способностью;
- использованием ВВ с высокими детонационными и энергетическими характеристиками;
- оптимизацией формы заряда ВВ с целью минимизации массы заряда;
- применением в заряде ВВ узлов управления детонационным фронтом;
- повышением точности изготовления деталей и сборки кумулятивного заряда;
- инициированием ОМ на оптимальном расстоянии от преграды, близким к «фокусному расстоянию» КЗ.

Рассмотрим влияние некоторых конструктивных параметров на пробивное действие кумулятивного заряда.

Облицовка кумулятивной выемки

Важнейшим элементом КЗ, во многом определяющим его пробивную способность, является облицовка кумулятивной выемки. В кумулятивных зарядах применяют одно- и многослойные облицовки.

Облицовки могут быть комбинированными, состоящими из разных составных частей, отличающихся материалом, толщиной, геометрической формой.

Для повышения пробивного действия КЗ основные направления совершенствования КО связывают с улучшением физико-механических, технологических и эксплуатационных свойств и структуры материала облицовки, оптимизаций геометрической формы и размеров облицовки, разработкой различных вариантов многослойных и комбинированных облицовок.

В кумулятивных зарядах широко используются однослойные металлические облицовки из материалов, обладающих высокой плотностью и пластичностью при больших скоростях деформирования. Наибольшее распространение получили медь, техническое железо и низкоуглеродистая сталь, как наиболее доступные материалы, формирующие высокоплотные сплошные монолитные струи с высокой пробивной способностью.

При пробитии стальных преград преимущество получили КО из меди. Этот материал обладает высокой прочностью, хорошей пластичностью, равномерной мелкозернистой структурой при изготовлении КО методом ротационного выдавливания (раскаткой).

Кумулятивная струя формируется из тонкостенной металлической облицовки в результате высокоскоростного обжатия ее продуктами детонации разрывного заряда.

Максимальное пробивное действие кумулятивного заряда достигается при максимальном растяжении кумулятивной струи. Чтобы обеспечить лучшие условия для растяжения кумулятивной струи кумулятивную облицовку выполняют переменной толщины, которая возрастает от вершины к основанию.

Решающее значение на величину бронепробития оказывает форма кумулятивной облицовки заряда.

Существующие технические решения по КЗ предусматривают различные геометрические формы КО в зависимости от функционального назначения и конструктивных особенностей. На рис. 8.5 изображены наиболее распространенные КО простых геометрических форм, которые используются в осесимметричных КЗ.

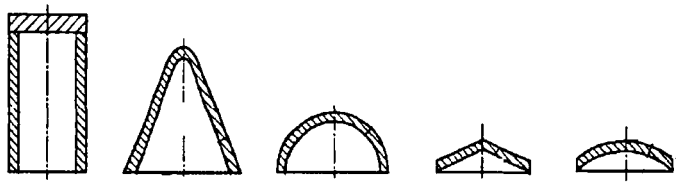


Рис. 8.5 Формы кумулятивной облицовки

Применение высоких конических облицовок с увеличенными углами схлопывания элементов КО обеспечивает формирование высокоскоростных высокоградиентных сплошных монолитных КС, обладающих максимальной пробивной способностью. По результатам многочисленных исследований выявлено, что оптимальный угол раствора конической облицовки составляет 40 - 60° [49].

С увеличением угла раствора конуса и переходом к полусферическим облицовкам (Рис.8.5в) уменьшается скорость струи головной части КС и ее градиент с одновременным увеличением выхода массы КО в КС, при этом уменьшается глубина пробития и увеличивается диаметр пробоины (отверстия) в прегради. При переходе к пологим коническим (Рис. 8.5 г) и сегментным (Рис. 8.5 д) облицовкам формируется компактный поражающий элемент – ударное ядро.

Заряд взрывчатого вещества и корпус

На пробивное действие КЗ влияют детонационные и энергетические характеристики используемого ВВ, определяемые плотностью ВВ $\rho_{вв}$, скоростью детонации D и рядом других параметров (давлением детонации $D_н$).

Использование более мощных ВВ в КЗ позволяет при том же градиенте скорости вдоль кумулятивной струи увеличить толщину облицовки КЗ, чем увеличивается выход металла из облицовки в КС, предельное растяжение КС до разрыва и тем самым повысить пробивное действие при подрывах на увеличенных расстояниях от заряда до преграды.

В кумулятивной БЧ наиболее часто используют флегматизированные гексоген и октоген. Положительный эффект отмечается при использовании алюминизированных ВВ. Диапазон плотностей реально используемых зарядов лежит в пределах $\rho_{вв} = 1{,}65 - 1{,}89$ г/см^3, а скорость их детонации $D = 8100 - 8800$ м/с.

На пробивное действие влияет также форма кумулятивного заряда. Наиболее распространенной формой КЗ является цилиндр, однако стремление к уменьшению массы ВВ, без снижения эффективности действия КЗ, требует оптимизации внешней формы зарядов ВВ, которая сводится к определению и сохранению «активной» массы заряда. При этом необходимо стремиться к уменьшению массы заряда ВВ, не оказывающей влияния на скорость обжатия КО и, следовательно, на кинематические характеристики кумулятивной струи. Эти условия могут быть выполнены при переходе от зарядов цилиндрической формы к цилиндроконической. На

рис. 8.6 представлены три формы кумулятивных зарядов: цилиндрическая (а), коническая (б) и цилиндроконическая (в).

На основе проведенных опытов [49] установлено, что высота цилиндрической части зарядов цилиндроконической формы должна быть не менее половины высоты облицовки кумулятивной выемки, а при использовании КЗ с линзой – равна высоте конуса облицовки кумулятивной выемки. Кроме того, установлено, что пробивное действие конических зарядов на 80% меньше по сравнению с цилиндрическими и цилиндроконическими.

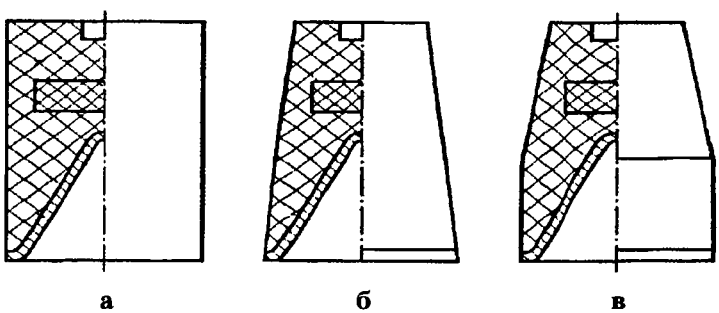


Рис. 8.6 Формы кумулятивных зарядов

Кумулятивные заряды, в зависимости от их назначения и конструктивных особенностей, могут быть выполнены без ограничительных оболочек (корпусов) или же в оболочках из различных материалов. Предохраняя заряд ВВ от повреждений и вредного атмосферного воздействия, корпус является важнейшим конструктивным элементом повышения эффективности действия КЗ. Известно, что наличие жесткой стенки приводит к значительному возрастанию отбора энергии метаемой

КО. Существует оптимальное значение величины массы КО, при которой коэффициент отбора энергии максимален.

Другая важная функция корпуса связана с возможностью управления геометрией фронта распространяющейся в заряде ВВ детонационной волны.

Узел управления детонационным фронтом

Основные задачи, решаемые с помощью системы управления формой фронта ДВ, направлены на увеличение скорости обжатия облицовки кумулятивной выемки и синхронизацию процесса обжатия по длине образующей облицовки.

Для решения этих задач используются различные способы [49]:

- внедрение специальных профилированных вставок — «линз» из инертных или экзотермических реагирующих материалов, устанавливаемых в заряде ВВ;
- создание воздушных или вакуумированных каналов или полостей;
- регулирование детонационных характеристик по длине и диаметру заряда;
- применение нетрадиционных схем инициирования и режимов распространения детонационного процесса;
- переход от одно- к многоточечным системам инициирования детонации.

Наиболее реальным с практической точки зрения является первый из указанных путей, связанный с применением линзовых узлов. Влияние геометрической формы линзы на форму фронта детонационной волны показано на рис. 8.7.

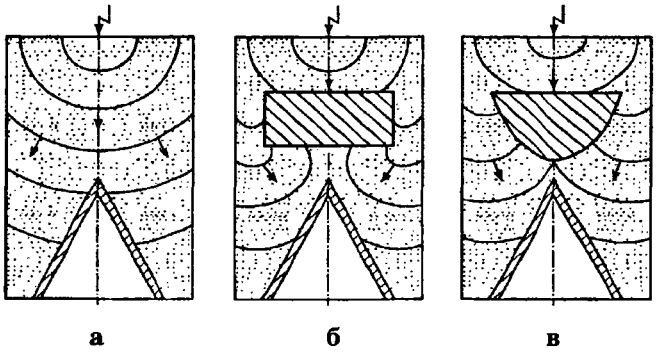


Рис. 8.7 Фронт детонационной волны

Линзовый узел по сути выполняет функцию детонационного волнового генератора - преобразует первоначальную расходящуюся ДВ в сходящуюся с тороидальной формой фронта. При точечном инициировании детонации в варианте конструктивного оформления КЗ без линзы (Рис. 8.7 а) закономерности распространения детонационного процесса подчиняются законам геометрической оптики: волна детонации интерпретируется как регулярная сферическая поверхность, движущаяся с постоянной скоростью, направленной по нормали к фронту волны. Наличие в заряде линз из инертных материалов приводит к искажению формы фронта детонационной волны (Рис. 8.7 б, в).

Введение в заряды линз, расположенных на некотором расстоянии от вершины конуса кумулятивной выемки, позволяет увеличить скорость обжатия прилегающих к вершине конуса участков облицовки (за счет того, что фронт ДВ подходит к ним практически по нормали), что отражается в свою очередь на распределении скорости вдоль КС.

Геометрические параметры линзовых узлов определяются типом ВВ, материалом и формой линзы, а также выбранным методом снаряжения.

Технология изготовления кумулятивного заряда

Результаты многочисленных исследований указывают на существенное влияние технологии изготовления КЗ на его пробивное действие. Из практики применения КЗ известно, что современный достигаемый уровень пробития прочных стальных преград зарядами, изготовленными в серийном производстве по обычным традиционным технологиям и с использованием традиционных материалов КО и ВВ, не превышает 5–6 диаметров заряда. Вместе с тем, при повышении точности изготовления КЗ, выполнении всех требований по качеству материала КО и заряда ВВ, использовании перспективных ВВ и методов снаряжения КЗ, отработке узлов инициирования и управления детонационным фронтом, вполне достижим уровень пробивного действия в 8-10 диаметров заряда.

Зависимость глубины пробития от точности изготовления отдельных деталей и сборки конструкции обусловлена тем, что технологические погрешности, появление которых неизбежно в условиях производства, непосредственно влияют на симметрию процесса обжатия КО при взрыве заряда ВВ и, соответственно, на симметрию формирования и движения кумулятивной струи.

Можно выделить основные технологические факторы, определяющие поведение КС и влияющие на ее пробивную способность:

- разностенность (разнотолщинность) КО и корпуса;
- разностенность и разноплотность заряда ВВ;
- величина зерна материала кумулятивной облицовки;
- несоосность КО с разрывным зарядом ВВ;
- смещение инициирующего импульса и несоосность линзового узла с КО и разрывным зарядом ВВ;
- зазоры и перекосы между отдельными деталями (составными элементами) кумулятивного узла, возникающие при снаряжении и сборке кумулятивного заряда.

Наибольшее влияние на пробивное действие КЗ оказывают точность изготовления и величина зерна материала КО. Уменьшение размера зерна приводит к увеличению выхода массы металла КО в струю и росту предела текучести материала КС и, как следствие, к увеличению пробивной способности КЗ.

В целом технологический процесс изготовления каждой детали КЗ, в том числе и облицовки, необходимо совершенствовать таким образом, чтобы обеспечить выравнивание вкладов отдельных факторов в снижение пробивного действия.

8.5. Средства инициирования

Для инициирования зарядов ВВ предварительного и основного модулей боевой части используется взрывательное устройство, состоящее из датчика цели (ДЦ) и предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ).

Датчик цели должен обеспечивать мгновенную выдачу сигнала на срабатывание ПИМ при встрече

ракеты с целью, поэтому в качестве датчика цели в кумулятивных БЧ, как правило, используются контактные замыкатели или пьезогенераторы в зависимости от типа ПИМ.

Контактные замыкатели представляют собой контактную пару, которая при встрече ракеты с целью замыкается и обеспечивает срабатывание ПИМ (подачу электрического импульса на электродетонатор ПИМ).

Пьезогенератор служит для преобразования механической энергии удара при встрече снаряда с преградой в электрическую, необходимую для срабатывания ПИМ. Пьезогенератор состоит из изоляционного корпуса, в который устанавливаются пьезоэлементы. Пьезоэлементы поджаты между контактами, которые служат для подключения цепи искрового электродетонатора ПИМ (Рис. 8.8).

Предохранительно-исполнительный механизм обеспечивает инициирование боевой части при встрече ракеты с целью или в случае промаха (в режиме самоликвидации), а также обеспечивает безопасность ракеты при эксплуатации.

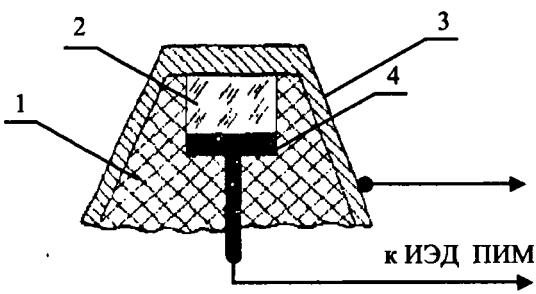


Рис. 8.8 Конструктивная схема пьезогенератора
1 – корпус; 2 – пьезоэлемент; 3, 4 – контакты

Наибольшее распространение в кумулятивных снарядах получили донные ПИМ предохранительного типа, мгновенного действия с дальним взведением, основанные на пиротехническом принципе. ПИМ кумулятивных БЧ, как правило, имеет не менее, чем 2 – 3 степени предохранения, основанных на различных физических принципах.

Источником энергии, обеспечивающим срабатывание ПИМ кумулятивных БЧ служат бортовой источник питания ракеты или автономный источник питания – пьезогенератор.

ПИМ, использующий энергию бортового источника питания, содержит следующие узлы и механизмы:

- конденсаторный узел;
- пусковой механизм;
- механизм дальнего взведения (МДВ);
- шунтирующий механизм;
- механизм самоликвидации;
- элементы огневой цепи.

Конденсаторный узел обеспечивает аккумулирование энергии от бортового источника питания ракеты (БИП) и мгновенную разрядку запасенной энергии конденсатора на электродетонатор (ЭД) огневой цепи ПИМ при замыкании контактного замыкателя. Пусковой механизм обеспечивает безопасность ПИМ в служебном обращении и взведение ПИМ при выстреле. Шунтирующий механизм служит для закорачивания электродетонатора в служебном обращении до взведения ПИМ. МДВ обеспечивает взведение ПИМ на безопасном расстоянии (дистанции дальнего взведения) от танка (орудия). Механизм самоликвидации обеспечивает ликвидацию ракеты в случае промаха. Огневая цепь ПИМ,

включающая электродетонатор, передаточный заряд и детонатор обеспечивает выдачу детонационного импульса на заряд ВВ при встрече с преградой или в режиме самоликвидации.

Структурная схема ПИМ приведена на рис. 8.9

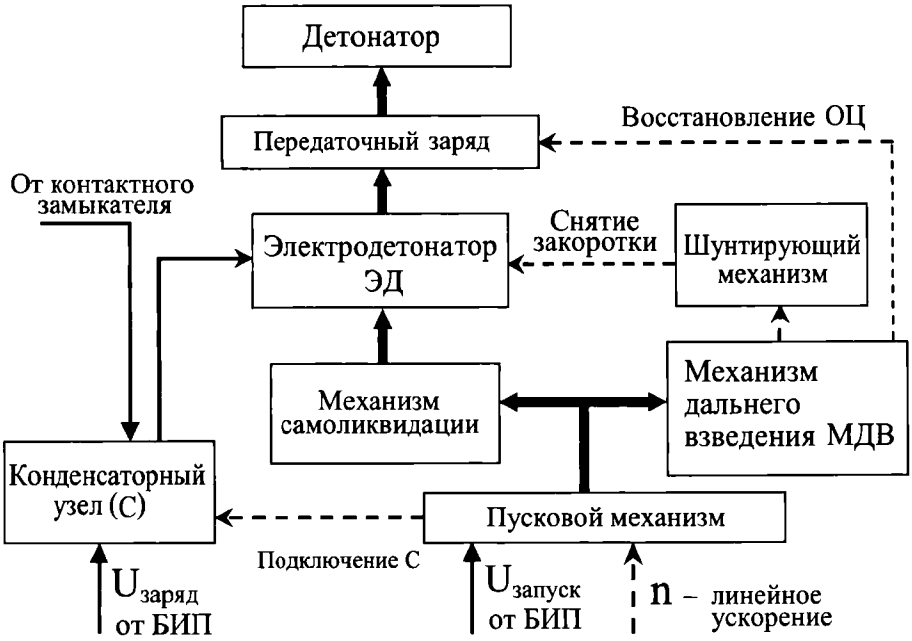


Рис. 8.9 Структурная схема предохранительно-исполнительного механизма, использующего бортовой источник питания

Преимуществом ПИМ данного типа является простота конструкции, отсутствие дополнительного устройства – пьезогенератора, использование в огневой цепи электродетонатора, обеспечивающего большую безопасность СУР в служебном обращении, а также возможность управления време-

нем срабатывания ПИМ с помощью электронного блока задержки.

ПИМ, использующий энергию пьезогенератора содержит такие узлы и механизмы :

- накольно-воспламенительный механизм;
- предохранительно-инерционный механизм;
- механизм дальнего взведения (МДВ);
- механизм самоликвидации элементов огневой цепи.

Накольно-воспламенительный механизм обеспечивает инициирование пиротехнических составов МДВ и механизма самоликвидации. Предохранительно - инерционный механизм служит для шунтирования искрового электродетонатора ПИМ

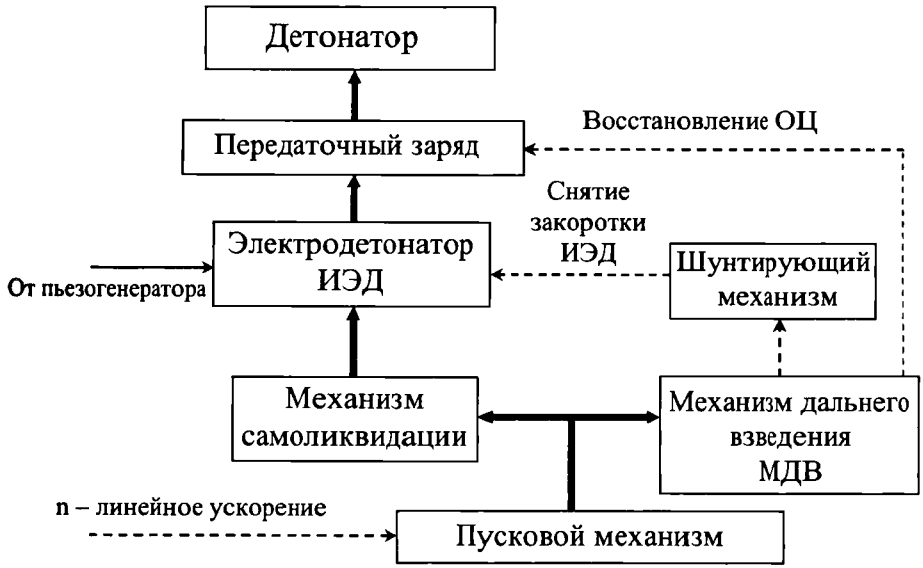


Рис. 8.10 Структурная схема предохранительно-исполнительного механизма, с автономным источником питания

с целью обеспечения безопасности СУР в эксплуатации. Механизм дальнего взведения обеспечивает взведение ПИМ на безопасном расстоянии (дистанции дальнего взведения). Механизм самоликвидации служит для подрыва СУР по истечении заданного времени самоликвидации. Элементы огневой цепи (искровой электродетонатор, передаточный заряд и детонатор) обеспечивают подрыв боевой части при встрече ракеты с преградой или в режиме самоликвидации.

Структурная схема ПИМ приведена на рис. 8.10

Преимуществом ПИМ данного типа является автономность работы при его взведении и срабатывании.

Расчет элементов конструкции двигательной установки и метательного устройства

9

9.1. Конструкция двигательных установок

В качестве двигательной установки в ствольных управляемых ракетах применяются ракетные двигатели на твердом топливе (РДТТ).

Из опубликованных данных следует, что более 90 % существующих и вновь разрабатываемых ракет оснащаются двигателями твердого топлива. Это обусловлено их постоянной готовностью к применению, высокой надежностью и простотой эксплуатации.

Применяемые в РДТТ топлива являются унитарными и содержат в своем составе горючее и окислитель. Различают два основных класса твердых топлив. Двухосновные (гомогенные или баллиститные) топлива представляют собой твердый раствор компонентов горючего и окислителя. Одну из основ такого топлива составляет нитроцеллюлоза, вторую — растворитель типа нитроглицерина. Смесевое (гетерогенное) твердое топли-

во представляет собой механическую смесь горючего и окислителя.

Важнейшими характеристиками ракетных топлив являются: удельный импульс j_1, калорийность Qw, удельный вес γ, температура сгорания Tp, теплоемкости порохов сгорания при постоянном давлении Cp и постоянном объеме Cv, газовая постоянная порохов сгорания R, граница аномального горения p^*_{min}.

Учитывая специфические условия эксплуатации (большие стартовые перегрузки, резкие перепады температур, требования по обеспечению минимального дымообразования), требования по технологичности, в СУР, в основном, применяются вкладные заряды из баллиститных медленногорящих малодымных топлив.

На рис. 9.1. представлены конструктивные схемы РДТТ. Наибольшее распространение получила схема двигателя цилиндрической (или слабоконической) формы с эллиптическими днищами **(схема а)**. На заднем днище установлен сопловой блок. Топливный заряд различной формы располагается вдоль камеры сгорания и может быть как вкладным, так и заливным. По этой схеме выполняются стартовые и маршевые двигатели управляемых и неуправляемых ракет [46,51].

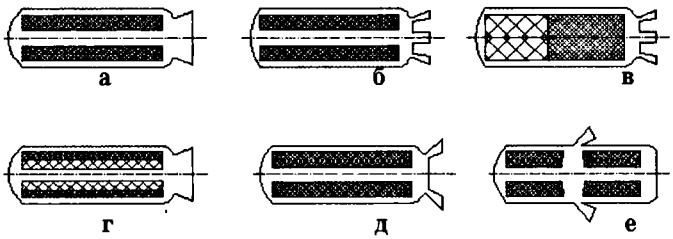


Рис. 9.1 Конструктивные схемы РДТТ:
а — односопловая; б — многосопловая;
в, г — двухрежимные; д, е — с боковыми соплами

Схема б отличается от предыдущей наличием многосоплового блока. Двигатель с многосопловым блоком имеет меньшую длину и при установке на соплах исполнительных органов позволяет обеспечивать управление полетом. Недостаток этой конструкции — в возможности появления эксцентриситета тяги.

На **схемах в, г** изображены двухрежимные двигатели. Применение их обусловлено тем, что тяга на начальном этапе полета ракеты должна отличаться от тяги на последующем этапе. С этой целью в камере двухрежимных РДТТ устанавливаются по два типа зарядов, имеющих различное газообразование по времени.

Схемы д, е применяются при размещении РДТТ в средней части ЛА, что вызывается, как правило, условиями центровки. При боковых соплах, установленных под углом к оси двигателя (**схема д**), возникают потери тяги, которые могут составлять до 5 %. В **схеме е** двигатель имеет заряд, состоящий из двух полузарядов, горящих по двум торцам одновременно. Образующиеся газы движутся навстречу друг другу и истекают через сопла, расположенные в центральной части.

В СУР с лазерным каналом наведения РДТТ располагается в средней части ракеты.

Конструкция двигательных установок для ствольных управляемых ракет имеет ряд особенностей, связанных с условиями эксплуатации. В частности, прочность составных частей РДТТ должна соответствовать требованиям к стартовым перегрузкам, которые могут достигать 5000 единиц и более. При этом случае РДТТ имеет два и более сопел, которые располагаются в углублени-

ях корпуса и направлены под углом к продольной оси ракеты, пример такой компоновки изображен на рис. 9.2. Такое расположение сопел приводит к определенным потерям в тяге пропорциональным углу наклона сопла, что следует учитывать при проектировании РДТТ. Место расположения сопел в корпусе зависит от общей компоновки ракеты и влияния сопел на аэродинамику ракеты, варианты компоновки изображены на рис. 9.3 и 9.4.

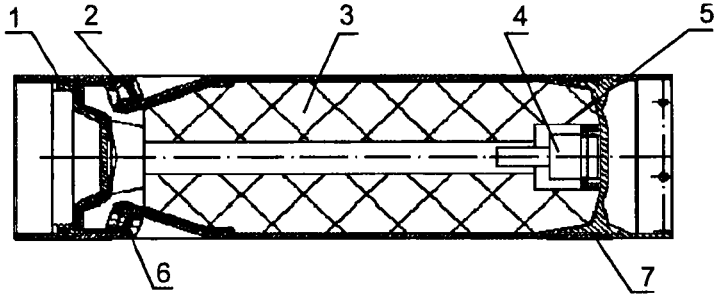


Рис 9.2 РДТТ с передним расположением сопел

1 - крышка передняя; 2 - корпус в сборе; 3 - заряд; 4 - воспламенитель; 5 - крышка задняя; 6 - сопла с заглушками; 7 - кольцо уплотнительное

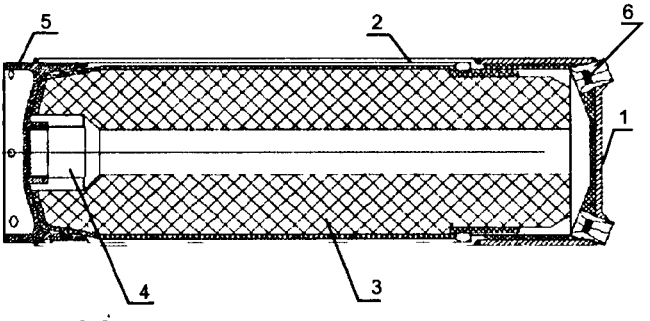


Рис 9.3 РДТТ с задним расположением сопел

1 - крышка передняя; 2 - корпус в сборе; 3 - заряд; 4 - воспламенитель; 5 - крышка задняя; 6 - сопла с заглушками

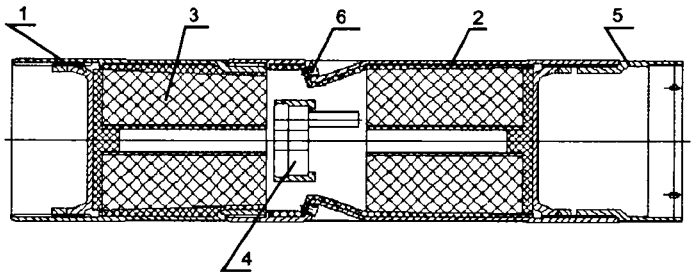


Рис 9.4 РДТТ с центральным расположением сопел
1 - крышка передняя; 2 - корпус в сборе; 3 - заряд; 4 - воспламенитель; 5 - крышка задняя; 6 - сопла с заглушками

Маршевые двигатели ствольных управляемых ракет состоят из корпуса с несколькими (в основном – двумя) бобышками с соплами, переднего и заднего днищ, твердотопливной шашки специальной формы и воспламенителя.

Корпус воспринимает внешние и внутренние нагрузки во время старта и на траектории и соединяет составные части ракеты в одно целое. Корпус представляет собой силовую тонкостенную обечайку, выполненную из высокопрочной стали, с бобышками под установку сопел. Сопла изготавливаются из жаропрочного материала (например, молибденового сплава) и запрессовываются изнутри корпуса. Угол установки сопел – $15^0...20^0$ к оси ракеты. Сопла закрыты заглушками, которые предназначены для герметизации камеры сгорания при хранении и транспортировке и создания условий для воспламенения твердотопливного заряда. В корпусе выполнены места для стыковки с составными частями ракеты.

Переднее и заднее днища воспринимают внутренние нагрузки двигателя. Днища выполняются из высокопрочной стали, устанавливаются в корпус фиксируются разрезными кольцами либо вкручива-

ются по резьбе. На внутренней поверхности корпуса и днищ в зоне действия порохов сгорания шашки нанесена теплоизоляция, предназначенная для термозащиты металла от воздействия порохов сгорания твердотопливной шашки.

Твердотопливная шашка для обеспечения заданной тяги и времени работы может иметь бронирующее покрытие.

Воспламенитель предназначен для воспламенения твердотопливной шашки при достижении заданной перегрузки при выстреле либо при подаче на электровоспламенитель напряжения.

Продукты сгорания воспламенителя попадают в канал твердотопливной шашки и создают условия, необходимые для ее воспламенения. При достижении в камере сгорания двигателя необходимого давления происходит разрушение герметизирующих заглушек в соплах, продукты сгорания истекают через сопло, создавая необходимую тягу.

9.2. Расчет на прочность элементов конструкции

Целью расчета является определение конструктивных размеров корпуса двигательной установки обеспечивающих необходимую прочность конструкции при определенном внутреннем давлении в камере двигательной установки.

Расчет цилиндрической обечайки

При расчете обечайку представляют цилиндром радиуса R и толщиной δ, находящимся под действием внутреннего давления P. Наибольшие радиальные σ_r

и тангенциальные σ_t напряженя действуют по внутренней поверхности цилиндра:

$$\sigma_r = \frac{R}{\delta} P \quad , \quad \sigma_t = \frac{R}{2\delta} P \cdot \tag{9.1}$$

Эквивалентные напряжения по четвертой теории прочности равны [47]:

$$\sigma_э = \sqrt{\sigma_t^2 - \sigma_t \ \sigma_r + \sigma_r^2} \ . \tag{9.2}$$

Эквивалентные напряжения $\sigma_э$ по этой формуле вычисляются без учета краевого эффекта, обусловленного действием изгибающего момента в месте сопряжения боковой поверхности корпуса с крышкой камеры. Поэтому для определения максимальных напряжений, возникающих в месте сопряжения необходимо воспользоваться формулой, учитывающей явление краевого эффекта:

$$\sigma_{max} = P \frac{R}{\delta} \frac{3}{\sqrt{3 \ (1-\mu^2)}} \ \sigma_э \tag{9.3}$$

где μ – коэффициент Пуассона.

При этом максимальные напряжения, возникающие в корпусе, не должны превышать предел прочности применяемого материала $[\sigma]$. $\sigma_{max} \le [\sigma]$.

Запас прочности определяется по формуле

$$n = \frac{[\sigma]}{\sigma_{max}} \ . \tag{9.4}$$

Расчет задней и передней крышек

Задняя и передняя крышки рассматриваются, как круглые пластины толщиной δ, наружный контур которых закреплен стенками цилиндрической

обечайки. На пластины действует расчетное максимальное давление $P_{мах}$. Наибольшее напряжение в этом случае, возникает в центре рассматриваемых пластин и определяется по формуле [38]

$$\sigma_{max} = 0.75 \frac{R^2}{\delta^2} P_{max}, \qquad (9.5)$$

где R – радиус пластины; δ – толщина пластины.

При этом максимальные напряжения, возникающие в корпусе, не должны превышать предел прочности применяемого материала [σ], $\sigma_{max} \le [\sigma]$.

На основании этих расчетов можно приближенно оценить прочность конструкции РДТТ и подобрать толщины составных частей корпуса РДТТ.

9.3. Узел воспламенения основного заряда

Топливная шашка РДТТ воспламеняется за счет сгорания в камере сгорания дополнительного заряда, состоящего обычно из дымного пороха с определенным размером зерна или спрессованного в таблетку, который поджигается инициирующим устройством. При этом дополнительный заряд и инициирующее устройство могут находиться как в одном корпусе, так и отдельно. Варианты исполнения изображены на рис. 9.5 и 9.6 Инициирование может осуществляется электрическим способом (в требуемый момент времени) или инерционным (по достижению заданных перегрузок).

Применение инерционного воспламенительного устройства обуславливается наличием боль-

ших инерционных нагрузок на ракету, что позволяет использовать рабочую схему, указанную на рис. 9.6. Под действием сил инерции подпружиненный груз движется и накалывает инициирующий состав, который воспламеняется и поджигает дополнительный заряд. Продукты сгорания воспламенительного устройства заполняют камеру, вызывая начальное повышение давления и температуры, и, как следствие, воспламенение топливной шашки.

На рис. 9.5 изображена схема электрического воспламенительного устройства.

Основное требование к воспламенителю состоит в необходимости создания в камере сгорания условий, гарантирующих надежное зажигание и выведение на режим устойчивого горения основного заряда двигателя и прежде всего – повышение в полости камеры давления до уровня, несколько перекрывающего давление расчетного режима работы.

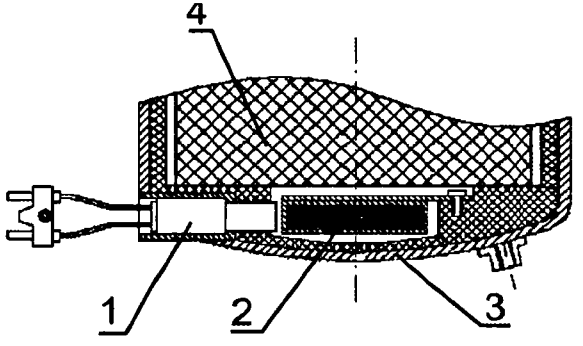


Рис. 9.5 Схема электрического воспламенительного устройства
1 – воспламенитель; 2 – инициирующий состав; 3 – корпус РДТТ; 4 – заряд РДТТ.

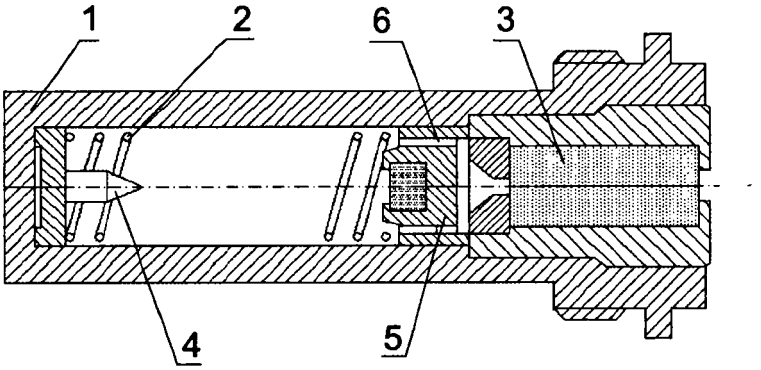


Рис. 9.6 Инерционное воспламеняющее устройство 1 – корпус; 2 – пружина; 3 – дополнительный заряд; 4 – накольник; 5 – груз с инициирующим составом.

Поскольку величина удельного газообразования вещества воспламенителя является физической константой, давление, создаваемое в двигателе за счет сгорания воспламенителя, определятся массой сгоревшего вещества и конструктивными особенностями заряда и двигателя. В первом приближении можно считать, что при использовании в качестве воспламенителя дымного пороха для надежного воспламенения основного заряда необходимо, чтобы на каждый литр свободного объема камеры сгорания приходилось 1,5 – 2 г воспламенителя [26], т. е.

$q_в=(1,5\div 2)V_{св}$, где $q_в$ – масса навески воспламенительного состава, $V_{св}$ - свободный объем внутри корпуса.

При этом свободный объем можно вычислить по формуле

$$V_{св} \approx 1,15(\frac{\pi d_{вн}^2}{4} - nS_{торц})l_ш,$$

где 1,15 – коэффициент, учитывающий наличие в двигателе задиафрагменного объема и свободного пространства у переднего дна; $l_ш$ – длина шашки заряда; $d_{вн}$ – внутренний диаметр камеры сгорания; $S_{ТОРЦ}$ — площадь торцов заряда.

Таким образом, для расчета потребной навески воспламенителя в первом приближении можно пользоваться формулой

$$q_в = (1{,}65 \div 2{,}2)\left(\frac{\pi d_{ВН}^2}{4} - nS_{ТОРЦ}\right)l_ш .$$

В реальных условиях процесс воспламенения зависит не только от величины начального свободного объема, но и от особенностей конструкции заряда и двигателя. Окончательно навеску воспламенителя подбирают с учетом результатов опытных прожигов.

9.4. Расчёт параметров движения ракеты в канале ствола

Целью расчета является определение конструктивных параметров метательного устройства и баллистических характеристик ракеты при ее движении в канале ствола орудия.

Расчётная схема движения ракеты в канале ствола пушки представлена на рис. 9.7.

В основе рассматриваемого термодинамического процесса лежит принцип преобразования химической энергии пороха, выделяемой в результате экзотермических реакций (горения пороха), сначала в тепловую, а затем в кинетическую энергию газового потока.

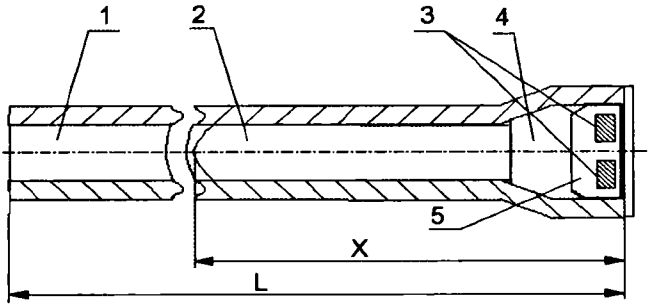


Рис. 9.7 Схема движения ракеты в канале ствола
1 — канал ствола пушки; 2 — ракета; 3 — порох;
4 — заснарядное пространство канала ствола;
5 - метательное устройство;
L — длина канала ствола; X — текущая координата ракеты относительно казенного среза канала ствола.

Для определения баллистических характеристик составляем систему уравнений [42]:

Уравнение баланса энергии записывается в виде

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{dU}{dt} + \frac{dL}{dt}, \qquad (9.6)$$

где $\frac{dQ}{dt}$ — скорость изменения тепла в газе вследствие его взаимодействия с окружающей средой;

$\frac{dU}{dt}$ — скорость изменения внутренней энергии газа; $\frac{dL}{dt}$ — мощность, развиваемая газом при его расширении; t — время.

Скорость изменения тепла в газе в общем виде описывается уравнением

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{dQ_{ПР}}{dt} - \frac{dQ_{P}}{dt} - \frac{dQ_{Т.П}}{dt}, \qquad (9.7)$$

где $\frac{dQ_{ПР}}{dt}$ — скорость притока тепла от горения пороха; $\frac{dQ_{P}}{dt}$ — скорость оттока тепла из рабочего пространства вследствие истечения газов через зазоры;

$\frac{dQ_{T.П}}{dt}$ — скорость оттока тепла вследствие теплоотдачи.

Внутренняя энергия газа U равна:

$$U = m_Г \ c_w \ T, \tag{9.8}$$

где $m_Г$ — масса газа в рабочем пространстве канала к рассматриваемому моменту времени;

c_w — удельная теплоемкость газа при постоянном объёме, T - температура газа.

$$c_w = \frac{R}{k-1}, \tag{9.9}$$

где R — газовая постоянная; k — показатель адиабаты.

Подставляя равенство (9.9) в формулу (9.8) и дифференцируя полученное выражение по времени t, получаем выражение для скорости изменения внутренней энергии газа

$$\frac{dU}{dt} = \frac{d}{dt}\left(\frac{m_Г \ R \ T}{k-1}\right). \tag{9.10}$$

Мощность, развиваемая газом при его расширении dL/dt, в общем случае выражается уравнением:

$$\frac{dL}{dt} = p\frac{dW}{dt}, \tag{9.11}$$

где W — свободный объём рабочего пространства; p - среднее для данного момента времени давление газов в рабочем пространстве; t — время.

Свободный объём рабочего пространства равен:

$$W = W_0 - \frac{m_0}{\rho} + \frac{m_{СГ}}{\rho} - \alpha \ \ m_Г + W_{СТ} + S \ \left(x - x_0\right), \tag{9.12}$$

где W_0 — начальный объём рабочего пространства; m_0 - начальная масса пороха; $m_{сг}$ — масса сгоревшей части пороха; ρ — плотность пороха; α — коволюм (величина, характеризующая объём молекул газа); x_0 — начальная координата ракеты относительно дни-

ща канала; x — координата ракеты относительно днища канала; S — площадь поперечного сечения канала; $W_{ст}$ — упругое приращение объёма рабочего пространства (для практических расчетов принимается $W_{ст} = 0$).

После подстановки в уравнение (9.6) выражений (9.7), (9.10) и (9.11), уравнение сохранения энергии примет вид:

$$\frac{dQ_{ПР}}{dt} - \frac{dQ_{Р}}{dt} - \frac{dQ_{ТП}}{dt} = \frac{d}{dt}\left(\frac{m_г \; R \; T}{k-1}\right) + p\frac{dW}{dt}. \qquad (9.13)$$

Скорость притока тепла в результате горения пороха равна

$$\frac{dQ_{ПР}}{dt} = Q_{ж} G_{ПР}, \qquad (9.14)$$

где $Q_{ж}$ — калорийность пороха при жидкой воде; $G_{ПР}$ - скорость образования газов в результате горения пороха (приток порохов сгорания).

Величина $G_{ПР}$ зависит от скорости горения пороха u и геометрических характеристик зерен пороха e_1, χ, λ, μ, где e_1 - половина толщины зерна пороха; χ, λ, μ — безразмерные коэффициенты формы зерна:

$$\chi = 1 + \alpha_1 + \beta; \quad \lambda = \frac{\alpha_1 + \beta + \alpha_1 \; \beta}{1 + \alpha_1 + \beta}; \quad \mu = \frac{\alpha_1 \beta}{1 + \alpha_1 + \beta}. \qquad (9.15)$$

Значения безразмерных параметров α_1 и β в выражениях (9.15) определяются в зависимости от формы и размеров зерна по следующим формулам:

- для ленты $2e_1 \times 2b \times 2c$ $\alpha_1 = \frac{e_1}{b}$ $\beta = \frac{e_1}{c}$;
- для пластины $2e_1 \times 2b \times 2b$ $\beta = \frac{e_1}{b}$ $\beta = \frac{e_1}{b}$;
- для трубки $2e_1 = \frac{D-d}{2}$ $\alpha_1 = 0$ $\beta = \frac{e_1}{b}$,

где $2e_1$ — толщина зерна; 2b — ширина зерна; 2c — длина зерна; D — наружный диаметр (для зерна в виде трубки); d - внутренний диаметр (для зерна в виде трубки).

Введем безразмерные характеристики относительной толщины сгоревшего пороха

$$z = \frac{e}{e_1}$$

и относительной поверхности пороха $\sigma = \frac{S}{S_1}$.

Здесь e — толщина зерна пороха, сгоревшая к данному моменту в одном направлении;

S, S_1 — площадь поверхности зерна соответственно в текущий момент времени и в начале горения.

Тогда выражение для вычисления скорости образования газов $G_{пр}$ имеет вид

$$G_{ПР} = m_0 \frac{\chi \ \sigma(z) \ u}{e_1}, \qquad (9.16)$$

где u — скорость горения пороха; σ(z) — относительная площадь поверхности пороха.

Относительная площадь поверхности пороха σ(z), как функция от относительной толщины сгоревшего пороха z в выражении (9.16), определяется по формуле

$$\sigma(z) = 1 + 2\lambda z + 3\mu z^2. \qquad (9.17)$$

Относительная толщина сгоревшего пороха z связана со скоростью горения u и величиной половины толщины зерна e_1 дифференциальным уравнением

$$\frac{dz}{dt} = \frac{u}{e_1}. \qquad (9.18)$$

Скорость горения. В основу методики расчета положен геометрический закон горения пороха в предположении что:

1) порох однороден во всех направлениях;
2) воспламенение пороха в замкнутом объёме происходит мгновенно;
3) горение пороха идет параллельными слоями, с одинаковой со всех сторон скоростью, то есть образующая горящей поверхности перемещается параллельно самой себе.

Скорость горения пороха равна

$$u = \frac{de}{dt}. \qquad (9.19)$$

Для расчета скорости горения пороха u_N (при стандартной начальной температуре пороха T_N=288К (15°С) используется выражение

$$u_N = b_1 + u_1 \ p^{\nu}, \qquad (9.20)$$

где b_1, u_1 — коэффициенты скорости горения пороха; p - среднее для данного момента времени давление газов в рабочем пространстве; ν — показатель степени в законе скорости горения.

Зависимость величины коэффициента скорости горения u_1 от относительной толщины z сгоревшего слоя пороха выражается формулой

$$\begin{cases} u_1 = u_1' \exp\left(-a\sqrt{z}\right) & \text{при } z > z_c; \\ u_1 = const & \text{при } z \le z_c, \end{cases} \qquad (9.21)$$

где u_1' — коэффициент скорости горения наружного слоя зерна пороха; z — относительная толщина сгоревшего слоя пороха; z_c — относительная толщина наружного слоя пороха; a - коэффициент, характеризующий падение скорости горения,

$$a = \frac{\ln \frac{u_1'}{u_1}}{\sqrt{z_c}}. \qquad (9.22)$$

Зависимость скорости горения от начальной температуры пороха

Влияние начальной температуры пороха на скорость горения объясняется зависимостью гомогенных и особенно гетерогенных химических реакций от температуры.

Изменение скорости горения в зависимости от начальной температуры пороха оценивается с помощью термохимической константы β.

Скорость горения u, как функция от начальной температуры пороха T, вычисляется по формуле:

$$u = u_N \exp\left(\beta \left(T - T_N\right)\right), \tag{9.23}$$

где T_N — стандартная начальная температура пороха; u_N - скорость горения при стандартной начальной температуры пороха; β — термохимическая константа.

Подставляя в формулу (9.23) вместо величины u_N выражения (9.20), (9.21) и (9.22), получаем формулу для расчета скорости горения u как функции от начальной температуры пороха T, давления газов в рабочем пространстве p и относительной толщины сгоревшего слоя пороха z

$$u = \begin{cases} \left(b_1 + u_1' \exp\left(-\sqrt{\dfrac{z}{z_c}}\ \ln\dfrac{u_1'}{u_1}\right)\ p^{\nu}\right)\ \exp\left(\beta\ \left(T - T_N\right)\right) & \text{при } z > z_c; \\ \left(b_1 + u_1 \cdot p^{\nu}\right) \exp\left(\beta\ \left(T - T_N\right)\right)\ \text{при } z \le z_c. \end{cases} \tag{9.24}$$

Отток тепла вследствие истечения газов через зазоры

Скорость оттока тепла из рабочего пространства вследствие истечения газов через зазоры равна

$$\frac{dQ_p}{dt} = G_p \; c_p \; T, \tag{9.25}$$

где c_p — удельная теплоемкость газа при постоянном давлении; T — температура газа в рабочем пространстве; G_p - скорость оттока газа из рабочего пространства через зазоры (расход порохов сгорания).

Удельная теплоемкость газа при постоянном давлении равна

$$c_p = \frac{k}{k-1} \; R, \tag{9.26}$$

где k — показатель адиабаты; R — газовая постоянная.

Расход продуктов сгорания определяется по формуле

$$G_p = A_1 \; \mu_p \; F_з \; \frac{p}{\sqrt{R \; T}}, \tag{9.27}$$

где A_1 — постоянная расхода; μ_p — коэффициент расхода; $F_з$ - площадь поперечного сечения зазора; R — газовая постоянная.

$$A_1 = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}. \tag{9.28}$$

С учетом выражений (9.25), (9.26), (9.27) и (9.28) получаем формулу для вычисления скорости оттока теплоты dQ_p/dt из рабочего пространства вследствие истечения газов через зазоры

$$\frac{dQ_p}{dt} = \mu_p \; F_з \; p \; \frac{k}{k-1} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \; R \; T}. \tag{9.29}$$

Скорость оттока тепла вследствие теплоотдачи. Скорость отвода тепла из рабочего пространства в стенки канала вследствие теплоотдачи равна

$$\frac{dQ_{ТП}}{dt} = \alpha_T (T - T_{СТ}) F_{СТ}, \qquad (9.30)$$

где α_T — коэффициент теплоотдачи от газа к стенкам; T - температура газа; $T_{СТ}$ — температура внутренней поверхности канала; $F_{СТ}$ — площадь омываемой газами поверхности канала ствола.

Для практических расчетов используется допущение, согласно которому процесс теплоотдачи считается квазистационарным, а коэффициент теплоотдачи — линейно зависящим от плотности газов в рабочем пространстве. В соответствии с критериальной зависимостью Нуссельта принимается

$$\alpha_T = \sigma_T \ \rho, \qquad (9.31)$$

где σ_T — постоянная коэффициента теплоотдачи; ρ - плотность газа.

Так как $\rho \approx \frac{p}{RT}$, то выражение (9.30) с учетом равенства (9.31) принимает вид:

$$\frac{dQ_{ТП}}{dt} = \sigma_T F_{СТ} \frac{1}{R} \left(1 - \frac{T_{СТ}}{T}\right) p. \qquad (9.32)$$

После ввода обозначения

$$\nu_1 = 1 - \frac{T_{СТ}}{T}, \qquad (9.33)$$

формула (9.32) примет окончательный вид

$$\frac{dQ_{ТП}}{dt} = \sigma_T F_{СТ} \frac{1}{R} \nu_1 p. \qquad (9.34)$$

Скорость оттока тепла из рабочего пространства вследствие теплоотдачи вычисляться по формуле (9.34), где величины $\sigma_т$ и ν_1 принимаются постоянными.

Величина $F_{ст}$ в выражении (9.34) рассчитывается по формуле

$$F_{СТ} = F_0 + \pi D\left(x - x_0\right), \tag{9.35}$$

где F_0 — начальное значение площади поверхности рабочего пространства; D — диаметр канала; x_0 — начальная координата ракеты относительно днища канала; x — текущая координата ракеты относительно днища канала.

Закон сохранения вещества

Уравнение сохранения вещества в общем случае имеет вид

$$G_{пр} - G_{р} = \frac{dm_{Г}}{dt}, \tag{9.36}$$

где $m_Г$ — масса газа в рабочем пространстве к рассматриваемому моменту времени; $G_{пр}$ — скорость образования газов в результате горения пороха (приток продуктов сгорания); $G_р$ - скорость истечения газов из рабочего пространства через зазоры между ракетой и каналом ствола (расход продуктов сгорания).

Масса сгоревшей части пороха $m_{сг}$ вычисляется из выражения

$$\frac{dm_{СГ}}{dt} = G_{ПР}. \tag{9.37}$$

Уравнение движения ракеты

Дифференцируя выражение (9.12) после преобразования, получаем уравнение для мощности, развиваемой газом при его расширении

$$p\frac{dW}{dt} = p\left[\frac{G_{ПР}}{\rho} - \alpha\ \left(G_{ПР} - G_P\right) + \frac{dW_{СТ}}{dt}\right] + p\ S\ v. \quad (9.38)$$

где v — скорость движения ракеты.

По закону сохранения энергии можно записать

$$p\ S\ v = \frac{d}{dt}\left(\varphi\ \frac{m}{2}v^2 + P_c\ \left(x - x_0\right)\right), \quad (9.39)$$

где m — масса ракеты; φ — коэффициент второстепенных работ; P_c — сила сопротивления движению ракеты.

После дифференцирования соотношения (9.39) получим уравнение движения ракеты через среднее для данного момента времени давление газов в рабочем пространстве

$$\varphi\ m\frac{dv}{dt} = p\ S - P_c. \quad (9.40)$$

Уравнение состояния газов. Уравнение состояния газов в рабочем пространстве записывается в виде

$$pW = m_Г R\ T, \quad (9.41)$$

где R — газовая постоянная; T — температура газа.

Система уравнений динамики. Пренебрегая мощностью, затрачиваемой на упругие деформации стенок канала ($dW_{ст}/dt = 0$) и упругим приращением объёма рабочего пространства ($W_{ст} = 0$), сводим уравнения (9.6) – (9.41) в систему уравнений (9.42):

$$
\begin{cases}
\dfrac{dQ_{\text{пр}}}{dt} - \dfrac{dQ_{\text{р}}}{dt} - \dfrac{dQ_{\text{т.п.}}}{dt} = \dfrac{d}{dt}\left(\dfrac{m_{\text{г}} RT}{k-1}\right) + p\dfrac{dW}{dt}, \\
\dfrac{dQ_{\text{пр}}}{dt} = Q_{\text{ж}} G_{\text{пр}}, \\
\dfrac{dQ_{\text{р}}}{dt} = M_{\text{р}}\ F_{\text{з}}\ p\ \dfrac{k}{k-1}\sqrt{k\left(\dfrac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\ R\ T}; \\
\dfrac{dQ_{\text{т.п.}}}{dt} = \sigma_{\text{т}} F \dfrac{\nu_1}{R} p; \\
p\dfrac{dW}{dt} = p\ \left[\dfrac{G_{\text{пр}}}{\rho} - \alpha\ \left(G_{\text{пр}} - G_{\text{р}}\right)\right] + p\ S\ V \\
\dfrac{dm_{\Gamma}}{dt} = G_{\text{пр}} - G_{\text{р}}, \\
\dfrac{dm_{C\Gamma}}{dt} = G_{\text{пр}}, \\
\varphi\ m\dfrac{d\nu}{dt} = pS - P_c, \\
pW = m_{\Gamma} RT, \\
W = W_0 - \dfrac{m_0}{\rho} + \dfrac{m_{C\Gamma}}{\rho} - \alpha\ m_{\Gamma} + S\ (x - x_0), \\
\dfrac{dx}{dt} = \nu, \\
G_{\text{р}} = \sqrt{k\left(\dfrac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}\ \mu_{\text{р}}\ F_{\text{з}}\ \dfrac{p}{\sqrt{R\ T}}, \\
G_{\text{пр}} = m\dfrac{\chi\ \sigma(z)\ u}{e_1} \\
\sigma(z) = 1 + 2\lambda z + 3\mu z^2, \\
u = \begin{cases}
\left(b_1 + u_1' \cdot \exp\left(-\sqrt{\dfrac{z}{z_c}}\ \ln\dfrac{u_1'}{u_1}\right)\ p^{\nu}\right) \exp\left(\beta\ (T_0 - T_N)\right), & \text{при } z > z_c \\
\left(b_1 + u_1\ p^{\nu}\right) \exp\left(\beta\ (T_0 - T_N)\right), & \text{при } z \le z_c
\end{cases} \\
\dfrac{dz}{dt} = \dfrac{u}{e_1}.
\end{cases}
\qquad (9.42)
$$

Числовые значения постоянных величин и коэффициентов, входящих в систему дифференциальных уравнений (9.42), определяются конструкцией ракеты и канала ствола.

При известных начальных условиях система (9.42) имеет единственное решение.

В результате решения системы (9.42) определяются масса метательного продукта и баллистические характеристики ракеты при движении в канале ствола пушки: зависимости координаты, скорости и ускорения ракеты, давления и температуры в рабочем пространстве от времени, при различных значениях начальной температуры пороха.

9.5. Расчет параметров гильзы

Наружные габаритные размеры гильзы должны обеспечивать свободный проход гильзы в канал при заряжании, плотное прилегание гильзы к стенкам каморы, необходимое для обтюрации газов, и свободная экстракция гильзы.

Возможность выполнения этих требований зависит от толщины стенок и механических качеств материала гильзы и обеспечивается необходимым зазором между гильзой и стенками каморы.

Расчет толщины стенок гильзы

Толщина $\delta_д$, стенок у дульца гильзы определяется по формуле [42]

$$\delta_д = 0{,}005\, d + 0{,}33, \qquad (9.43)$$

где d — диаметр ракеты.

Наружный диаметр гильзы определяется геометрическими размерами каморы и величиной зазора между стенками каморы и гильзы.

При расчёте корпус гильзы рассматривается как тонкостенная цилиндрическая оболочка, находящаяся под действием внутреннего давления.

Радиальное перемещение w_r наружной поверхности цилиндрической оболочки под действием внутреннего давления [42]:

$$w_r = p\frac{R^2}{E\ \delta}\left(1-\frac{\mu}{2}\right), \qquad (9.44)$$

где p — давление в каморе; R — наружный радиус цилиндрической оболочки; δ — толщина цилиндрической стенки оболочки; E — модуль упругости материала; μ — коэффициент Пуассона.

Исходя из выражения (9.44), давление, необходимое для обеспечения заданного радиального перемещения наружной поверхности рассматриваемой оболочки, равно

$$p = \frac{E\ \delta}{R^2\ \left(1-\frac{\mu}{2}\right)} w_r. \qquad (9.45)$$

Диаметр впадин гильзы определяется на основании геометрических характеристик гильзы ракеты-аналога, путем их пересчета в соответствии с изменением радиальной деформации гильзы под действием внутреннего давления при идентичном материале гильз.

Отношение глубин впадин гильзы ракеты и ракеты-аналога должно равняться отношению радиальных перемещений их наружных поверхностей гильзы под действием внутреннего давления газов

$$\frac{h_r}{h_a} = \frac{w_r}{w_a}, \qquad (9.46)$$

где h_r, h_a — глубина впадин наружной поверхности корпуса гильзы соответственно ракеты и ракеты-аналога; w_r, w_a — радиальное перемещение наружной поверхности гильзы соответственно ракеты и ракеты-аналога.

Радиальное перемещение наружной поверхности корпуса гильзы w_r в выражении (9.46) принимается равным половине диаметрального зазора в рассматриваемом сечении.

Радиальное перемещение наружной поверхности корпуса гильзы в расчете принимается равным радиальному перемещению тонкостенной цилиндрической оболочки под действием внутреннего давления, которое определяется по формуле (9.44).

Радиальное перемещение w наружной поверхности тонкостенной цилиндрической оболочки пропорционально внутреннему давлению, квадрату радиуса и обратно пропорционально толщине

$$w = p\frac{R^2}{\delta}. \qquad (9.47)$$

На основании выражения (9.46) и (9.47), получаем расчетную формулу для определения глубины впадин гильзы ракеты

$$h = \left(\frac{p}{p_a}\right)\left(\frac{R}{R_a}\right)^2\left(\frac{\delta_a}{\delta}\right)h_a, \qquad (9.48)$$

где p_a, R_a, δ_a, h_a — соответственно давление в каморе, наружный радиус, толщина стенки и глубина впадины гильзы ракеты- аналога; p, R, δ, h — соответственно давление в каморе, наружный радиус, толщина стенки и глубина впадины гильзы ракеты.

Автоматизированный контроль ракеты 10

10.1. Задачи автоматизированных средств контроля

В процессе производства ракет не удается абсолютно точно реализовать расчетные значения параметров электронных блоков из-за разброса характеристик элементной базы.

При эксплуатации ракет имеет место старение и износ бортового оборудования, которые также приводят к изменению параметров устройств во времени и в конечном итоге к их отказам.

Различают следующие виды технического состояния ракет: исправное, неисправное, работоспособные, неработоспособное, предотказовое и предельное.

Исправное состояние характеризует соответствие основных и вспомогательных параметров ракет заданным требованиям в нормативно-технической документации (НТД).

Работоспособное состояние характеризует соответствие основных параметров ракет заданным требованиям НТД.

Исправная ракета всегда работоспособна, а работоспособная ракета может быть неисправной, если не удовлетворяет требованиям НТД, например, по качеству покраски корпуса, его механическому повреждению (наличие царапин, вмятин, не отражающихся на качестве выполнения задачи).

При предотказовом состоянии необходимо проводить регулировочные работы, или замену отдельных элементов электронных блоков.

Предельное состояние ракеты – это такое состояние, при котором ее дальнейшая эксплуатация невозможна или опасна.

Получить информацию о техническом состоянии бортовой аппаратуры ракет возможно только с помощью средств контроля для принятия решения о годности устройств, необходимости их регулировок, отправки в ремонт или их списание. Кроме того, информация о периодическом контроле тех или иных устройств может быть использована для прогнозирования технического состояния и оценки влияния условий эксплуатации и производства на качество ракет для управления процессами производства и эксплуатации.

Внедрение автоматизированных или автоматических средств контроля на различных стадиях жизненного цикла ракет позволяет обеспечить единство методов и аппаратуры контроля, повысить объективность результатов контроля и обеспечить необходимый уровень безотказного состояния ракет за счет своевременного технического обслуживания.

Таким образом, задачи автоматизированных средств контроля сводятся к следующим:

- определение технического состояния бортового оборудования ракет;
- принятие решения о пригодности ракет к применению;
- определение места и причин отказов;
- восстановление отказавших ракет;
- получение исходной информации для прогнозирования технического состояния ракет;
- получение исходных данных для анализа влияния условий эксплуатации на качество ракет;
- получение данных о степени совершенства конструкции, технологии изготовления ракет.

Данные задачи решаются с помощью средств контроля в каждой конкретной ситуации в зависимости от типов объектов контроля, временных и экономических факторов.

Можно выделить ряд основных требований, которые предъявляются к аппаратуре, предназначенной для контроля работоспособности ствольных ракет:

- обеспечение безопасности процесса контроля;
- высокая достоверность результатов контроля;
- минимальные габаритно-массовые характеристики;
- наличие автономного источника питания.

Аппаратура контроля должна удовлетворять требованиям максимального обеспечения безопасности обслуживающего персонала при проведении работ с ракетами. Обязательным условием является соблюдение общих правил обращения с боеприпасами, оборудование рабочего места проверки, обучения персонала. В аппаратуре должны присутствовать элементы автоматики, снимающие питающие напряжения с ракеты и блокирующие процесс проверки при

возникновении аварийных ситуаций или ошибочных действий оператора:

- неправильном подключении ракеты к аппаратуре контроля;
- отсутствии предохранителей и защитных заглушек на опасных цепях;
- превышение тока потребления уровня, принятого допустимым;
- получение результатов, свидетельствующих о неисправностях, при которых продолжение контроля может привести к повреждению ракеты;
- неправильных действиях обслуживающего персонала (неправильно выбран режим проверки, нарушена последовательность действий и т.д.).

Во время проверки оператор должен быть удален от ракеты. Подача питания и запуск процесса контроля осуществляется уже после того, как выполнены все подготовительные операции и персонал покинул опасную зону. Данное требование приводит к необходимости использовать для подключения к проверяемой ракете длинные кабели. Не всегда можно обеспечить процесс проверки при большой длине соединительных кабелей (причина в наводках и потерях в сигнальных проводах и цепях питания). В таком случае можно рекомендовать разделять аппаратуру контроля на стационарный блок и пульт оператора. Пульт оператора связывается со стационарным блоком по цифровой линии связи (например RS-422), и может быть удален от проверяемой ракеты на десятки метров, что позволяет осуществлять процесс контроля с безопасного расстояния.

Процесс контроля должен выполняться в автоматическом режиме, без вмешательства оператора.

Исключение ручных операций, так называемого «человеческого фактора» повышает достоверность, безопасность проверки.

10.2. Методы оценки технического состояния ракет

Оценка технического состояния бортового оборудования ракет включает контроль работоспособности, диагностирование отказов и прогнозирование определяющих параметров.

В свою очередь контроль работоспособности подразделяют на проверку функционирования, параметрический контроль и функциональный контроль.

При проверке функционирования проводится качественная оценка работоспособности бортового оборудования на отсутствие внезапных отказов.

Основным методом проверки бортового аналогового оборудования является допусковый параметрический контроль, в процессе которого производится проверка ракет на соответствие нормативно-технической документации. При этом выбранный состав контролируемых параметров с назначенными на них допусками должен позволять объективно оценивать работоспособность ракет. В процессе параметрического контроля косвенно оцениваются функциональные свойства подсистем ракет, так как допуски на контролируемые параметры определяют исходя из критериев качества функционирования ракеты.

При функциональном контроле в процессе проверки ракет непосредственно оценивается показатель качества той или иной подсистемы ракеты, поэтому данный метод контроля позволяет обеспечить более

высокую методическую достоверность контроля [12]. При этом устраняется неоднозначность решения задачи обоснования допусков на контролируемые параметры из условия обеспечения заданного значения показателя качества.

Бортовое оборудование ствольных управляемых ракет рассматриваемого класса включает источник питания, приемник лазерного излучения, бортовой процессор с записанной программой алгоритма управления, синусно-косинусный преобразователь, рулевые приводы.

Задача бортового электронного оборудования состоит в обеспечении заданной точности наведения ракеты на цель, находящейся на линии визирования носитель – точка прицеливания. Поэтому за критерий качества, характеризующий работоспособность бортового оборудования ракеты, целесообразно принять отклонение центра масс ракеты от линии визирования в момент ее контакта с целью (промах). Для этого в процессе проверки ракеты необходимо вычислять промах, сравнивать его значение с заданным и принимать решение о годности ракеты для использования по назначению.

Для реализации данного метода функционального контроля с оценкой показателя качества необходимо сформировать «замкнутый» контур проверки бортового оборудования в режиме, максимально приближенном к его работе в условиях полета [12].

В этом методе контроля ракета как объект управления имитируется математической моделью в процессоре средств контроля с учетом пространственного движения в информационном поле управления.

Входной информацией для математической модели являются углы отклонения рулей ракеты, выходной – положение центра масс ракеты относитель-

но линий визирования в виде отклонений в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Таким образом, из аппаратуры контроля в ракету подаются текущие координаты ракеты в двух плоскостях относительно линии визирования, а из ракеты в средства контроля – углы отклонения рулей, соответствующие текущим отклонениям ракеты от линии визирования. Благодаря этому бортовая аппаратура ракеты функционирует в динамическом режиме, в котором она работает в составе ракеты на протяжении всей траектории полета.

В момент достижения цели фиксируется промах ракеты, сравнивается его значение с заданным и формируется решение о годности ракеты.

На рис. 10.1 показана структурная схема реализация метода контроля с оценкой показателя качества на базе персонального компьютера. В состав средства контроля входит дополнительно источник питания, имитатор лазерного канала и преобразователи сигналов.

Специализированные платы в составе аппаратуры контроля выполняют роль посредников между программой и объектом контроля. Оптимальным решением является размещение плат внутри корпуса ПК с подключением к внутренней шине (ISA или PCI), хотя может быть использован и вариант внешнего расположения со связью по скоростному каналу (USB, Ethernet, и т.д.). Основными требованиями является высокое быстродействие специализированных плат и достаточная пропускная способность шины или канала. В конечном счете, должно обеспечиваться время реакции оборудования меньшее, чем шаг интегрирования в программе моделирования.

Устройство переходное осуществляет функцию согласования уровней электрических сигналов меж-

Рис.10.1 Структурная схема реализации метода контроля с оценкой показателя качества

ду специализированными платами и объектом моделирования.

Излучатель предназначен для формирования светового потока имитирующего сигнал лазерного канала управления.

Источник питания предназначен для формирования питающих напряжений объекта контроля. Желательно использовать источник с регулируемым выходом, тогда при изменении напряжения на выходе можно оценить работоспособность системы при различных уровнях питающего напряжения.

10.3. Структурная схема средств контроля

Для комплексной проверки ракеты (проведение параметрического и функционального контроля) используются специализированные средства контроля - контрольно-диагностические устройства (КДУ). Точностные характеристики КДУ должны обеспечивать измерение контролируемых параметров как составных частей, так и ракеты в целом. Временные характеристики КДУ должны обеспечивать проведения функционального контроля ракеты в реальном масштабе времени. В настоящее время существуют технические вычислительные средства, обладающие высоким быстродействием, для контроля данных динамических процессов в реальном масштабе времени, при этом ракета как объект управления описывается математической моделью в соответствии с законами аэродинамики и динамики полета. Возможности современных ПЭВМ позволяют в процессе контроля имитировать пространственное движение ракеты с учетом вращения по крену с заданной частотой, вос-

производить входные стимулирующие сигналы пропорциональные отклонению ракеты от заданной траектории, оценивать реакцию системы управления и контролировать результаты. Современная элементная база позволяет создавать компактные переносные устройства.

Структурная схема КДУ приведена на рис.10.2. КДУ включает в себя программное и аппаратное обеспечение. В состав программного обеспечения КДУ входит стандартное программное обеспечение персо-

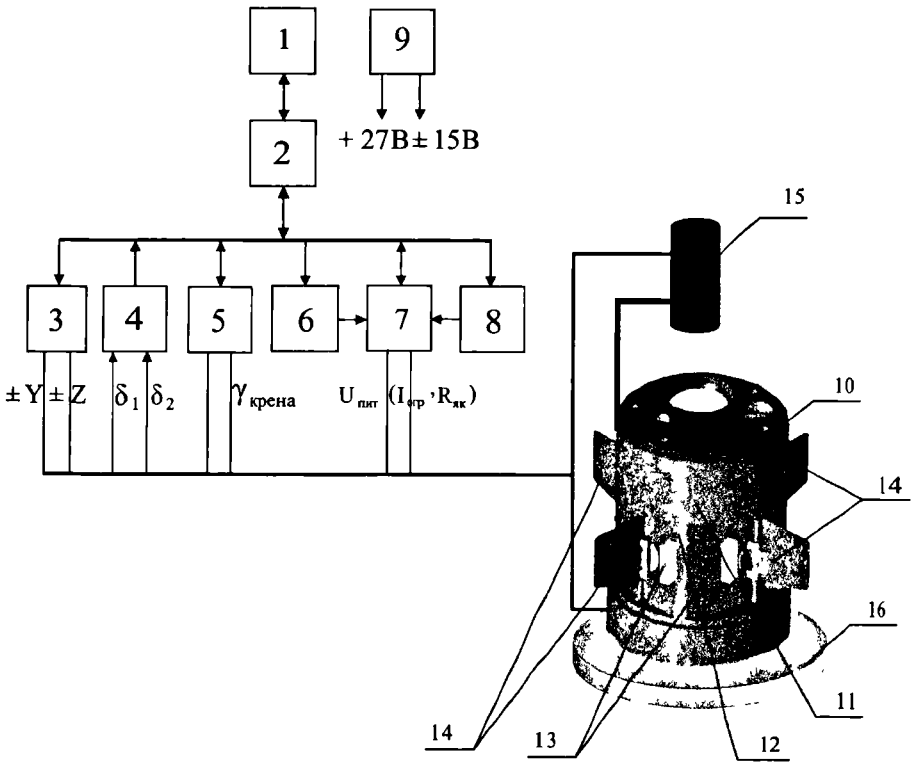


Рис.10.2 Структурная схема КДУ

нальной ЭВМ и моделирующая программа. Моделирующая программа состоит из следующих процедур:

1) задания начальных условий;
2) расчета аэродинамических сил и моментов;
3) вычислений правых частей интегрируемых уравнений для расчета параметров пространственного движения центра масс ракеты и ее вращения относительно центра масс;
4) преобразования координат;
5) модели атмосферы;
6) имитации вращения ракеты и модели гирораскладчика команд управления;
7) модели информационного поля;
8) расчета отклонений центра масс ракеты относительно центра луча информационного поля и значений промаха;
10) выбора метода интегрирования;
11) задания ограничения тока потребления;
12) задания сопротивления якорной цепи;
13) модели тяги двигателя;
14) задания внешних возмущений.

Программа функционирует в реальном масштабе времени. Входными сигналами моделирующей программы являются цифровые коды сигналов с потенциометров обратной связи привода, а выходными – цифровые коды отклонений центра масс ракеты относительно центра информационного поля и текущий угол крена.

Аппаратное обеспечение КДУ включает: ПЭВМ (1); блок интерфейсный (2); многоканальный многофункциональный программируемый генератор сигналов (3); многоканальный аналого-цифровой преобразователь (4); блок формирования, приема и обработки дискретных сигналов (5); программируемый

источник питания (7) с ограничителем тока (6) и программируемой резисторной матрицей (8); универсальный источник электропитания (9) и формирователь информационного поля управления (15).

Конструктивно КДУ может быть выполнено в виде отдельного модуля, связанного с ПЭВМ (1) интерфейсным кабелем. Все составные части КДУ (кроме выносного формирователя информационного поля) устанавливаются в общее монтажное устройство и объединяются между собой внутренней параллельной шиной передачи информации.

ПЭВМ (1) обеспечивает функционирование моделирующей программы, управление устройствами КДУ и обработку результатов контроля. Блок интерфейсный (2) предназначен для обмена информацией между модулями КДУ и ПЭВМ по одному из стандартных каналов (RS-232, USB и т.д.).

Канал обмена должен обладать достаточной пропускной способностью. Структурная схема блока интерфейсного представлена на рис. 10.3.

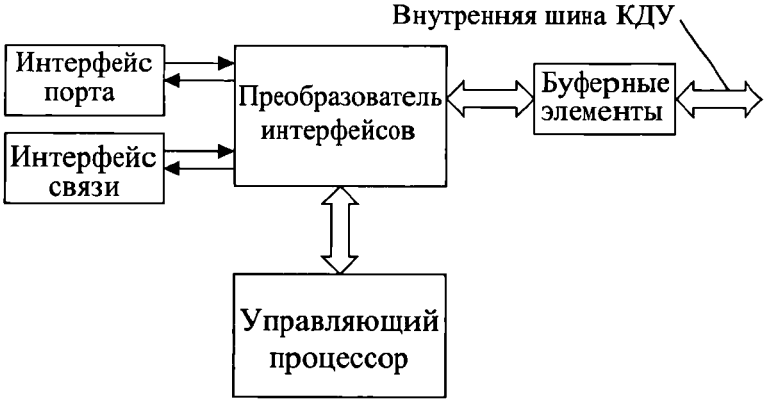


Рис.10.3 Структурная схема блока интерфейсного

Многоканальный многофункциональный программируемый генератор сигналов (3) предназначен для формирования стимулирующих воздействий – аналоговых сигналов различной формы, амплитуды и длительности, последовательности импульсов и одиночные импульсные сигналы разной длительности и амплитуды. Информация о необходимой форме генерируемого сигнала, электрических и временных характеристиках поступает от управляющего устройства (ПЭВМ) на многоканальные цифро-аналоговые преобразователи. Выходные аналоговые сигналы через буферный каскад поступают на контролируемую ракету.

Структурная схема многоканального многофункционального программируемого генератора сигналов представлена на рис 10.4.

Многоканальный аналого-цифровой преобразователь (4) предназначен для преобразования входных аналоговых сигналов в цифровой код и передачи их для обработки в ПЭВМ. Аналоговые сигналы

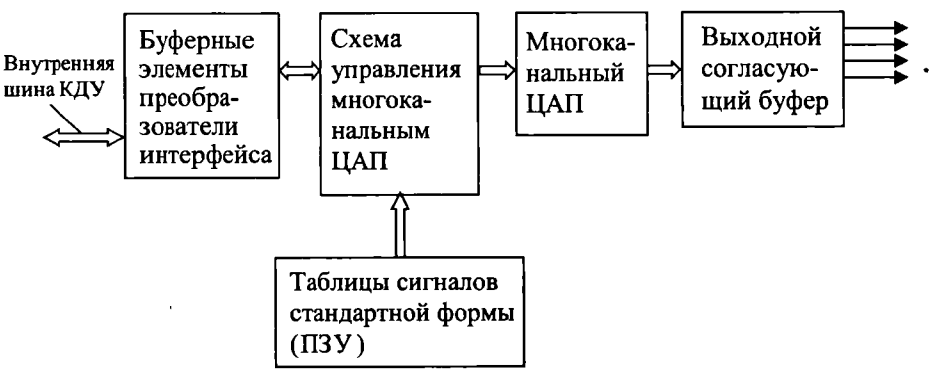


Рис.10.4 Структурная схема многоканального программируемого генератора сигналов

через согласующий буферный каскад поступают на многоканальные аналого-цифровые преобразователи. Полученный цифровой код может подвергаться предварительной обработке, например, первичной фильтрации до передачи в ПЭВМ. Структурная схема многоканального аналого-цифрового преобразователя представлена на рис.10.5.

Блок формирования, приема и обработки дискретных сигналов (5) предназначен для формирования разовых сигналов различного уровня (открытый коллектор, ТТЛ с тремя состояниями, +27В) и фиксации поступающих разовых сигналов различного уровня. Управление и контроль осуществляется ПЭВМ. Структурная схема блока формирования, приема и обработки дискретных сигналов представлена на рис. 10.6.

Программируемый источник питания (7) с ограничителем тока (6) и программируемой резисторной матрицей (8) предназначен для имитации функционирования источника питания ракеты в процессе полета.

Универсальный источник электропитания (9) формирует необходимые для работы КДУ напряже-

Рис.10.5 Структурная схема многоканального аналого-цифрового преобразователя

ния как от сети переменного тока 220 В, частоты 50 Гц, так и от источника постоянного тока (аккумулятора) напряжением +27 В. Структурная схема универсального источника электропитания представлена на рис. 10.7.

Формирователь информационного поля управления (15) предназначен для подачи управляющего сигнала через оптический канал.

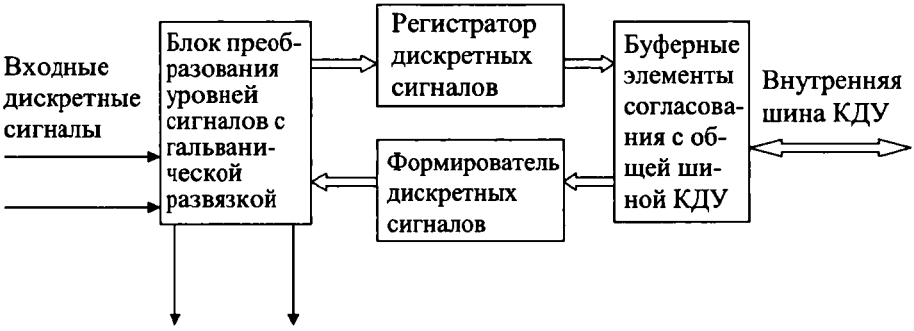


Рис.10.6 Структурная схема блока формирования, приема и обработки дискретных сигналов

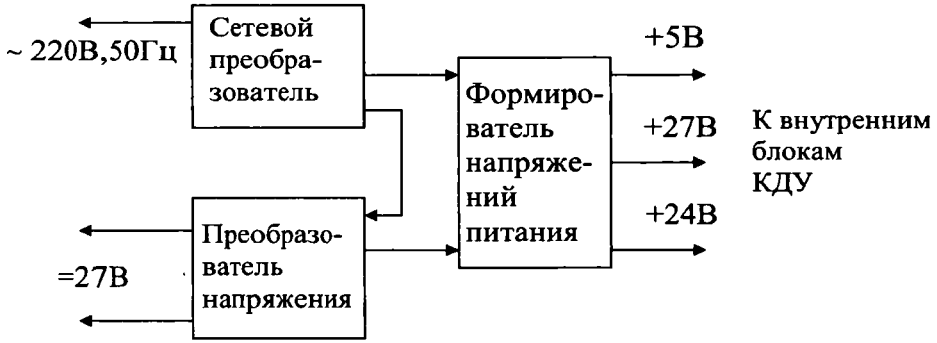


Рис. 10.7 Структурная схема универсального источника электропитания

Все составные части КДУ могут быть реализованы на элементной базе, с применением микросхем высокой степени интеграции, сигнальных процессоров фирмы TEXAS INSTRUMENTS, программируемых логических матрицах фирмы ALTERA и цифроаналоговых и аналогово-цифровых преобразователей фирмы ANALOG DEVICES.

КДУ работает следующим образом (рис.10.2). Проверяемая ракета или блок системы управления (11) с приводом (12) и раскрытыми рулями (14) устанавливается и крепится на основании (16). В соответствии с начальными условиями пуска задаются координаты центра информационного поля и координаты цели, а управляющая ПЭВМ (1) рассчитывает пространственное положение ракеты в информационном поле, определяет отклонения центра масс ракеты относительной центра информационного поля, и через интерфейсный блок (2) формирует сигналы управления, которые поступают на формирователь информационного поля управления (15). Световой сигнал, модулируемый соответствующей частотой, поступает на фотоприемное устройство (10), на выходе которого формируются цифровые сигналы, пропорциональные отклонениям центра масс ракеты относительно центра информационного поля в горизонтальной и вертикальной плоскостях и поступают на входы ±Y и ±Z блока системы управления (11). На систему управления (11) также поступает сигнал с блока формирования, приема и обработки дискретных сигналов (5), имитирующий вращение ракеты по крену. На выходах системы управления (11) вырабатываются управляющие цифровые сигналы, которые преобразуются в соответствующие уровни напря-

жения и поступают на аналоговые входы привода (12), вызывая отклонения рулей (14). Выходные сигналы с датчиков обратной связи (13) привода (12), преобразованные в цифровые коды в многоканальном аналого-цифровом преобразователе (4), поступают в моделирующую программу ПЭВМ (1), где рассчитываются текущие отклонения центра масс ракеты относительно центра информационного поля, замыкая тем самым контур управления. Программируемый источник питания (7) формирует напряжение силового питания с учетом разряда бортовой батареи в полете. В соответствии с изменением скорости полета рассчитывается аэродинамический шарнирной момент, который действует на рули (14) привода (12), и в зависимости от него изменяется сопротивление программируемой резисторной матрицы (8) в якорной цепи двигателя или порог ограничения тока программируемого ограничителя тока (6). В момент достижения ракетой цели определяется промах и по нему оценивается качество функционирования системы управления (11) и привода (12).

Питание КДУ и проверяемого оборудования осуществляется от универсального источника электропитания (9), первичным напряжением для которого могут быть в лабораторных условиях однофазная сеть 220 В, 50 Гц, а в полевых условиях - постоянное напряжение +27 В от аккумулятора.

В КДУ предусмотрен режим работы без фотоприемного устройства (10) и имитатора информационного поля управления (15), когда цифровые сигналы, соответствующие отклонениям ракеты относительно центра информационного поля, подаются непосредственно на входы системы управления (11).

10.4. Характеристики автоматизированных систем контроля

Контроль работоспособности ракет проводится с целью получения информации об истинном техническом состоянии их бортового оборудования. Контроль ракет может проводиться на заводах-изготовителях и в эксплуатации, причём в условиях эксплуатации контроль может быть периодическим или непосредственно перед применением по назначению.

Для обеспечения заданной эффективности применения ракеты должны обладать необходимой безотказностью, определяемой вероятностью работоспособного состояния ракет, оцениваемой по результатам контроля. В связи с этим основной характеристикой систем контроля является объективность результатов контроля – достоверность контроля.

Рассмотрим процесс принятия решений при контроле на примере стохастического графа (рис. 10.8).

γ – вероятность того, что работоспособная ракета, по результатам контроля принимается годной;

δ – вероятность того, что неработоспособная ракета принимается негодной;

В – вероятность того, что неработоспособная ракета принимается годной;

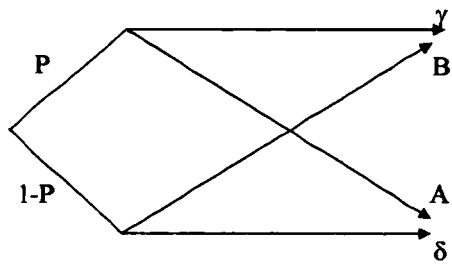


Рис. 10.8 Стохастический граф

А – вероятность того, работоспособная ракета принимается негодной.

Здесь γ и δ - вероятности принятия правильных решений при контроле, а В и А – вероятности принятия ошибочных решений при контроле.

Вероятности ошибочных решений при контроле называют риском изготовителя А и риском заказчика В, которые обусловлены ограниченной точностью средств контроля и методиками проверки бортового оборудования. Поэтому риски изготовителя и заказчика могут включать методическую и инструментальную составляющие.

При контроле ракет с оценкой показателя качества – точности наведения риски изготовителя и заказчика определяются главным образом инструментальными составляющими, которые и определяют достоверность контроля. Объективность результатов контроля характеризуют достоверностью результата годен $Д_г$, достоверностью результата негоден $Д_н$ и абсолютной достоверностью контроля $Д_а$. Достоверность результата годен определяет долю действительно работоспособных ракет в партии ракет, принятых годными по результатам контроля

$$Д_г = \frac{\gamma}{\gamma + B}.$$

Из графа принятия решений $\gamma = P - A$. Тогда

$$Д_г = \frac{P - A}{P - A + B}.$$

Достоверность результата негоден определяет долю действительно неработоспособных ракет в партии ракет, принятых негодными по результатам контроля

$$Д_н = \frac{\delta}{\delta + A}.$$

Из графа принятия решений δ =1-P-B. Тогда

$$Д_н = \frac{1-P-B}{1-P-B+A}.$$

Абсолютную достоверность контроля рассматривают как вероятность безошибочной разбраковки ракет по результатам контроля: $Д_а = 1 - A - B$.

Запишем выражения для рисков изготовителя и заказчика. Пусть результат оценки информативного параметра (показателя качества)

$$x = u + \xi,$$

где u – истинное значение параметра (показателя качества); ξ – случайная составляющая погрешности средств контроля.

По совокупности ракет u есть случайная величина, характеризуемая математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением σ_u. Погрешность средств контроля также является случайной величиной для конкретного образца аппаратуры контроля с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением σ_ξ.

Обозначим законы распределения величин u и ξ соответственно $f(u)$ и $\varphi(\xi)$.

По определению риск изготовителя означает ложное забракование ракеты, так как параметр u фактически находится в допустимых пределах, а по результатам контроля из-за погрешности средств контроля принимается решение, что параметр за допуском.

Вероятность совместного появления данных событий можно определить из выражения

$$A = \int_{u_н-\infty}^{u_в\,u_н} \int \psi(u,x)dxdu \int_{u_н\,u_в}^{u_в\,\infty} \int \psi(u,x)dxdu,$$

где $u_н$, $u_в$ – соответственно нижнее и верхнее допустимые значения параметра;

$\psi(u,x)$ – совместная плотность вероятности параметра и результата его оценки.

Из теории вероятности известно,

$$\psi(u,x) = f(u) f_1(x/u),$$

где $f_1(x\ u)$ – условная плотность вероятности результата контроля.

При аддитивной структуре результата контроля, равного сумме параметра и погрешности

$$f_1(x/u) = \varphi(\xi)$$

т.е. при фиксированном u оценка x зависит только от погрешности ξ.

Переходя в выражении для А от переменной интегрирования x к переменной ξ, получаем

$$\xi = x - u, \quad dx = d\xi;$$
$$x = -\infty, \quad \xi = -\infty;$$
$$x = u_н, \quad \xi = u_н - u;$$
$$x = u_в, \quad \xi = u_в - u.$$

Тогда выражение для риска изготовителя принимает вид:

$$A = \int_{u_н}^{u_в} f(u) \int_{-\infty}^{u_н - u} \varphi(\xi) d\xi du \int_{u_н}^{u_в} f(u) \int_{u_в - u}^{\infty} \varphi(\xi) d\xi du.$$

Риск заказчика по определению означает вероятность принятия годной по результатам контроля фактически неработоспособной ракеты, т.е.

$$B = \int_{-\infty}^{u_н} \int_{u_н}^{u_в} \psi(u,x) dx dU \int_{u_в}^{\infty} \int_{u_н}^{u_в} \psi(u,x) dx dU,$$

Проведя аналогичные преобразования, получим

$$B = \int_{-\infty}^{u_н} f(u) \int_{u_н - u}^{u_в - u_н} \varphi(\xi) d\xi du \int_{u_в}^{\infty} f(u) \int_{\infty}^{u_н - u} \varphi(\xi) d\xi du.$$

Для наиболее часто встречающегося на практике случая нормальных законов распределения параметра и погрешности [5] численные значения A и B табулированы как функции

$$z = \frac{\sigma_\xi}{\sigma_u}, \quad v = \frac{u_в - u_н}{\sigma_u}.$$

Зная априорную вероятность работоспособного состояния ракеты, риски изготовителя и заказчика, можно рассчитать вероятность работоспособного состояния после контроля как $P^* \approx Дг$.

Важной характеристикой систем контроля является и эффективность контроля, характеризующая степень целесообразности контроля.

За технический показатель эффективности контроля можно принять приращение вероятности работоспособного состояния ракет при введении контроля

$\Delta P = P^* - P$.

За экономический показатель эффективности контроля можно принять экономический выигрыш, получаемый за счет сокращения количества ракет для выполнения задачи, в результате повышения их вероятности работоспособного состояния на ΔP.

Пусть имеется партия ракет $N_к$, которые в процессе обслуживания проходят контроль работоспособности. Данная партия ракет рассчитана на поражение m целей, т.е. $N_к = m\, n_к$, где $n_к$ – число ракет для поражения одной цели с заданной вероятностью $P_{зад}$. При использовании неконтролируемых ракет с

более низкой вероятностью работоспособного состояния для поражения m целей необходимо число ракет $N_{нк} = m\, n_{нк}$, где $n_{нк}$ – число неконтролируемых ракет для поражения одной цели. Отсюда

$$N_{нк} = N_к \frac{n_{нк}}{n_к}, \quad N_{нк} > N_к.$$

Заданная вероятность поражения цели контролируемыми и неконтролируемыми ракетами

$$P_{зад} = 1-(1-P^*)^{n_к} \text{ или } P_{зад} = 1-(1-P^*)^{n_{нк}}.$$

Из данных соотношений получаем

$$\frac{N_{нк}}{N_к} = \frac{\ln(1-P^*)}{\ln(1-P)}.$$

Тогда $N_{нк} = N_к \dfrac{\ln(1-P^*)}{\ln(1-P)}$.

Сокращение потребного количества ракет для выполнения задачи составляет

$$\Delta N = N_{нк} - N_к = N_к\left(\frac{\ln(1-P^*)}{\ln(1-P)} - 1\right).$$

С учётом стоимости ракет и затрат на контроль экономический эффект составляет

$$\Delta C = C_р\ \Delta N - C_к = C_р\ N_к\left(\frac{\ln(1-P^*)}{\ln(1-P)} - 1\right) - C_к\ ,$$

где $C_р$ – стоимость ракеты; $C_к$ – стоимость средств контроля.

11 Испытания ракет

11.1. Роль испытаний в процессе создания ракет

Испытания ракет неразрывно связаны с процессом проектирования по разработке технической документации для изготовления образцов. Они проводятся для определения реальных характеристик ракеты в условиях, близких к эксплуатационным. По результатам испытаний проводится корректировка параметров и уточняется техническая документация для изготовления серийных образцов.

Цель испытаний изменяется на различных этапах проектирования и изготовления ракеты.

Основной целью испытаний ракет является:

- экспериментальное подтверждение теоретических расчетов, принятых допущений и гипотез, заданных показателей качества разработанной ракеты, работающей в условиях, близких к эксплуатационным, а также получение оценок резервов повышения показателей качества конс-

труктивно-технологического варианта ракеты и запасов ее надежности;

- контроль условий производства, соблюдение исполнителями требований технической документации;
- устранение дефектов взаимодействия различных составных частей в составе ракеты.

Испытания должны выявлять:

- недостатки конструкции и технологии изготовления ракеты, которые не позволяют ей выполнить целевую функцию в условиях эксплуатации;
- отклонения от конструкции или технологии, допущенные производством;
- скрытые случайные дефекты материалов, элементов конструкции, не поддающиеся обнаружению при существующих методах технического контроля;
- резервы повышения качества и надежности разрабатываемого конструктивно-технологического варианта ракеты.

Разработчик ракеты по результатам испытаний ракет в производстве выявляет конкретные отступления от технологической или конструкторской документации, допущенные в процессе изготовления ракеты, устанавливает причины снижения требуемого уровня качества и конкретных виновников. Если причина снижения качества оказывается не установленной, принимаются необходимые меры по совершенствованию методов и средств технического контроля ракет и технологического процесса ее изготовления.

Для повышения качества и надежности выпускаемых ракет проводят специальные испытания, обеспечивающие выявление ракет со скрытыми дефектами, обуславливающими появления ранних отказов в раке-

те и ее составных частях. Для этого в технологический процесс изготовления составных частей ракеты включают испытания, режимы которых обеспечивают появление отказов в составных частях ракеты, содержащих скрытые дефекты. Такие испытания называют тренировками (тренировка термоциклами).

Режимы тренировок выбирают так, чтобы они не вырабатывали ресурс образцов, не содержащих дефектов, вызывающих отказы при эксплуатации.

В процессе создания ракеты наиболее специфическими являются:

- стационарные испытания ракеты и ее составных частей;
- стендовые испытания;
- полигонные испытания.

Все методы испытаний делятся на две группы: физические испытания реальной ракеты и ее составных частей или их макетов и испытания с использованием моделей.

Физические испытания могут проводиться как при внешних воздействующих факторах, создаваемых искусственным путем с помощью испытательных стендов (стендовые испытания) или специальных методов и средств, применяемых в лабораторных условиях (стационарные испытания), так и при естественных внешних воздействующих факторах.

Стационарные и стендовые испытания ракеты и ее составных частей отличаются от реальной эксплуатации тем, что при их проведении не представляется возможным моделировать все внешние воздействия одновременно в той случайной совокупности, которая имеет место при реальной эксплуатации. Обычно при стационарных и стендовых испытаниях ракета подвергается воздействию одной или нескольких

определенных нагрузок. Это приводит к результатам, несколько отличающимися от полученных при реальной эксплуатации. Поэтому при исследовании влияния внешних воздействующих факторов наряду со стационарными и стендовыми испытаниями проводятся также испытания ракет в естественных условиях окружающей среды (полигонные испытания).

Полигонные испытания проводят на специально оборудованном полигоне. Широко распространены полигонные испытания, проводимые при воздействии внешних климатических факторов.

Полигонные испытания реализуются при выполнении следующих основных условий:

- испытаниям подвергается непосредственно изготовленная ракета (т.е. объект испытания) без применения моделей или ее составные части;
- испытания проводятся в условиях и при воздействиях на ракету, соответствующих условиям и воздействиям при ее использовании по целевому назначению.

При полигонных испытаниях используются радиотелеметрические системы. Их назначение состоит в обеспечении получения максимального количества информации в реальных условиях функционирования ракет.

11.2. Радиотелеметрические системы измерений параметров ракеты

Радиотелеметрические системы (РТС) делятся на два класса: аналоговые и цифровые. Аналоговые РТС в настоящее время практически не применяются, их заменили цифровые вследствие их более высокой точности и помехоустойчивости.

РТС характеризуются скоростью передачи информации, точностью передачи сообщений, помехоустойчивостью, дальностью действия и количеством информационных каналов.

Для ракеты требуются РТС с числом каналов не более 20, скоростью передачи не более 115 кбит/с и погрешностью не более 2%. Такие РТС могут быть отнесены к типу малых узкоспециализированных систем, мощность радиопередатчика которых составляет (5 – 10) Вт. Работают они в диапазоне частот (250 – 800) МГц. Полоса частот, занимаемая каналом, составляет 600 – 800 кГц. В таких системах используются два вида модуляции – частотная или фазовая. Ни один из видов амплитудной модуляции (АМ) в РТС для ракет использовать не рекомендуется из-за низкой помехоустойчивости АМ вообще и особенно в условиях полёта ракет.

Ракета движется по настильной траектории вблизи поверхности земли. В этом случае решающее влияние на распространение радиоволн оказывает характер подстилающей поверхности и окружающей местности. Эта поверхность неоднородна по отражающим и поглощающим свойствам (различная по маршруту природа грунта, водные и увлажнённые участки, прерывистая лесистость, холмистость и др.), поэтому принимаемый сигнал представляет собой сумму большого числа отдельных сигналов, время прихода и уровни которых случайны. Иными словами – работа РТС происходит в условиях отчётливо выраженного многолучевого приёма.

В результате интерференции сигналов, пришедших в точку приёма разными путями, возникают флюктуации параметров сигнала на входе приёмника, что эквивалентно появлению помех. При этом

главными мешающими приёму факторами являются увеличение длительности информационного сигнала (многолучевое растяжение) и "замирания" огибающей сигнала. Увеличение длительности сигнала приводит к, так называемым, межсимвольным искажениям, а "замирания" – к "дроблению" сигнала. Для примера на рис. 11.1 приведена осциллограмма сигнала на входе приёмника при наличии прямого и двух отражённых сигналов, пришедших разными путями, при отсутствии шума. Разные пути характеризуются разным временем задержки относительно прямого сигнала и отличаются по уровню амплитуды. На рисунке отчёт-

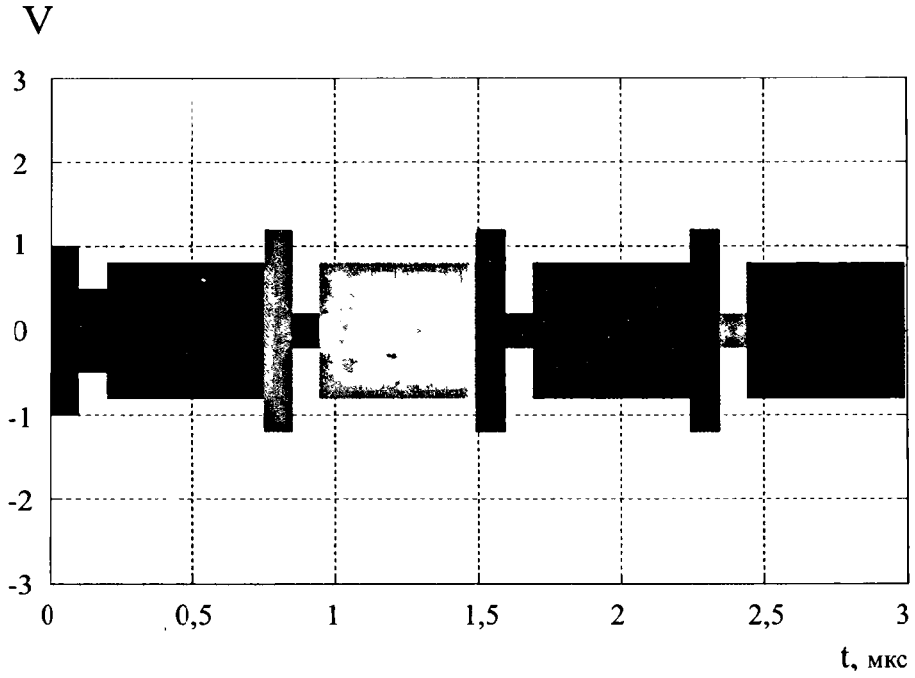


Рис.11.1 Сигнал на входе приёмника при наличии двух отражённых сигналов с запаздыванием относительно прямого – 1 мкс и 2 мкс

ливо видны искажения типа "дробления", т.е. вместо непрерывного сигнала наблюдается прерывистый, что неизбежно приводит к потере информации.

Второй особенностью рассматриваемых РТС является тот факт, что конструкция ракеты допускает применение только электрически коротких передающих антенн и установку их именно в носовой части. Коэффициент излучения коротких антенн не превышает 5%, что требует увеличения мощности передатчика, как минимум, в 20 раз по сравнению с необходимой для связи на заданное расстояние. Кроме того, указанные ограничения не позволяют направить максимум диаграммы направленности антенны в направлении приёма (задняя полусфера). Практи-

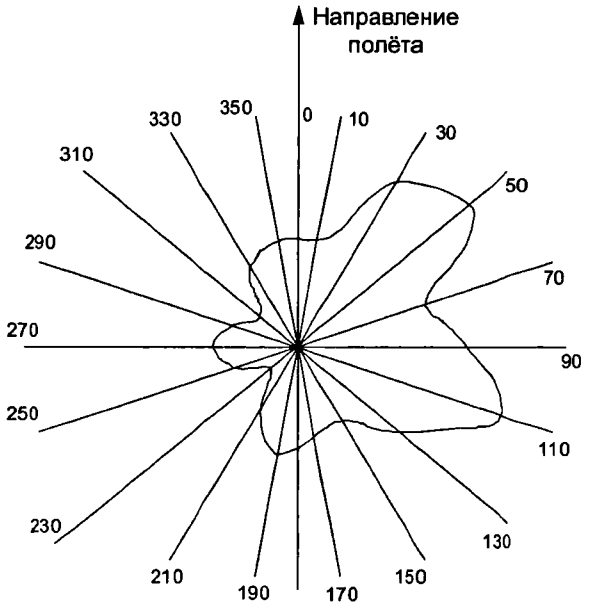


Рис.11.2 Типовая диаграмма направленности передающей антенны

ка разработки РТС для ракет показывает, что лепесток диаграммы направленности в заднюю полусферу не превышает половины от максимального. При этом максимум направлен под углом не более 110° относительно направления полёта.

На рис.11.2 приведена реальная диаграмма направленности передающей антенны РТС.

Таким образом, при проектировании РТС для ракет используемые технические решения должны, в первую очередь, обеспечивать устойчивую работу в условиях многолучевого приёма.

РТС состоит из двух частей: бортовой (передающей) аппаратуры, и наземной (приёмной) аппаратуры. Передача ведётся покадрово.

Бортовая аппаратура осуществляет опрос и преобразования сигналов датчиков в цифровую форму, кодирование, формирование передаваемых кадров и модулирующего сигнала, модуляцию несущего радиосигнала.

Опрос датчиков осуществляется циклически с помощью коммутатора. Преобразование сигналов в цифровую форму выполняет аналого-цифровой преобразователь (АЦП). Вид применяемого кода выбирается с учётом следующих соображений: он не должен требовать отдельного канала для синхронизации, не содержать в своём спектре постоянной составляющей, иметь возможность оперативной регистрации ошибок, связанных с появлением лишних и пропаданием нужных информационных символов из-за действия помех, иметь минимальное время вхождения в синхронизацию при приёме.

При формировании передаваемого кадра учитываются следующие факторы:

- реализация устройства опроса датчиков (коммутатора) должна быть наиболее простой;

- кадр должен содержать минимум служебной информации при обеспечении надёжного распознавания и дешифровки;
- формат кадра должен быть адаптирован для работы через определённый порт компьютера.

Служебная информация содержит разделитель кадров, маркер кадров и номер кадра, кроме того, может быть и дополнительная служебная информация, например – версия программного обеспечения, используемого при дешифровке.

Частота опроса каналов определяется верхней частотой спектра сигнала и допустимой погрешностью. Можно считать, что основная погрешность измерения РТС любого параметра имеет две составляющие: погрешность, вызванную квантованием сигнала и погрешность, вызванную аппроксимацией сигнала при восстановлении.

Погрешность измерений определяется известным выражением:

$$\delta = \sqrt{\delta_{кв}^2 + \delta_{ап}^2}, \qquad (11.1)$$

где $\delta_{кв} = \frac{1}{2^{n-1}}$ – погрешность квантования, зависящая от разрядности (n) используемого АЦП;

$\delta_{ап}$ – погрешность аппроксимации при восстановлении сигнала и зависящая от вида аппроксимации.

При использовании кусочно-линейной аппроксимации

$$\delta_{ап} = \frac{\pi^2 f^2}{2 f_д^2}, \qquad (11.2)$$

f – верхняя частота спектра сигнала; $f_д$ – частота дискретизации (частота опроса).

Скорость передачи информации С определяется выражением:

$$C = m r_{сл} f_к ,$$

где m – число слов в кадре; $r_{сл}$ – длина слова, бит; $f_к$ - частота кадров.

Необходимая мощность передатчика РТС определяется выражением:

$$P_{пер} = \frac{16 R_{max}^2 \pi^2 \frac{P_c}{P_ш} k T_ш \Delta F}{\lambda^2 G_{пер} \eta_{пер} G_{пр} \eta_{пр} L_0 N} K_{зап1} K_{зап2} , \qquad (11.3)$$

где R_{max} – максимальная дальность связи; $k = 1.38 \cdot 10^{-23} \frac{Вт}{К}$ – постоянная Больцмана; $\frac{P_c}{P_ш}$ - необходимое отношение $\frac{сигнал}{шум}$ на входе приёмника; $T_ш = 1200$ К – шумовая температура приёмной антенны; ΔF – ширина полосы канала связи; λ – длина волны; $G_{пер}$ – коэффициент усиления передающей антенны; $\eta_{пер}$ – коэффициент полезного действия (КПД) передающего антенно-фидерного устройства (АФУ); $G_{пр}$ - коэффициент усиления приёмной антенны; $\eta_{пр}$ – КПД приёмного АФУ; L_0 – коэффициент запаса, учитывающий затухание сигнала при распространении через среду; N - коэффициент запаса, учитывающий неравномерность диаграммы направленности и поляризационные потери; $K_{зап1}$ - коэффициент запаса, учитывающий изменение мощности передатчика в процессе работы; $K_{зап2}$ – коэффициент запаса, учитывающий величину лепестка диаграммы направленности в заднюю полусферу.

Наземная аппаратура осуществляет приём высокочастотных (ВЧ) сигналов, их демодуляцию, выделение первичного кода и нормализацию его под используемый в компьютере интерфейс.

В связи с тем, что РТС работает в условиях отчётливо выраженного многолучевого приёма, используются разные способы борьбы с многолучёвостью. Это, в первую очередь, разнесенный приём и применение сигналов специального вида. Сущность разнесенного приёма состоит в том, что приём осуществляется в нескольких точках, разнесенных на расстояние $l > 10\lambda$. Для его осуществления требуется, по крайней мере, две приёмные антенные системы.

Основным устройством наземной аппаратуры является приёмник. Качество приёма определяется коэффициентом шума, чувствительностью и полосой пропускания приемника.

Коэффициент шума определяет во сколько раз отношение сигнал/шум на выходе приёмника меньше чем на входе.

Чувствительность определяет минимальный уровень мощности на входе приёмника, при котором отношение сигнал/шум на выходе ещё обеспечивает допустимую вероятность приёма символов.

Полоса пропускания характеризует искажения спектра принимаемого сигнала.

Необходимую чувствительность приёмника оценивают с помощью выражения

$$P_{вх\,\min} \geq \frac{P_c}{P_ш} kT_ш \Delta F R_{вх}, \qquad (11.4)$$

где $R_{вх}$ – входное сопротивление приёмника.

Мощность, поступающая на вход приёмника,

$$P_{вх} = \Pi S_э \eta_{пр}, \qquad (11.5)$$

где П – плотность потока мощности, создаваемая передатчиком РТС в точке приёма,

$$\Pi = \frac{P_{пер} G_{пер}}{4\pi R_{max}^2}; \qquad (11.6)$$

$S_э$ – эффективная площадь приёмной антенны.

$$S_э = \frac{G_{пр} \lambda^2}{4\pi^2}. \qquad (11.7)$$

С учётом выражений (11.6) и (11.7)

$$P_{вх} = \frac{P_{пер} G_{пер} G_{пр} \lambda^2 \eta_{пр}}{16\pi^3 R_{max}^2}, \qquad (11.8)$$

Энергетические возможности РТС характеризует энергетический потенциал канала связи

$$A = \frac{P_{вх}}{P_{вх\,min}}. \qquad (11.9)$$

В общем случае телеметрический комплекс строится по структурной схеме, представленной на рис. 11.3, где обозначено: ИП – измерительный преобразователь, КД – кодер (совокупность ИП и КД представляют собой контроллер бортовой), ПТ – передатчик телеметрический, УАФБ – устройство антенно-фидерное бортовое, БП – блок питания, УАФН – устройство антенно-фидерное наземное, ВЧП – высокочастотный преобразователь, ДМ – демодулятор, ДКД – декодер (ВЧП, ДМ, ДКД представляют собой приёмник телеметрический), УО – устройсгво обработки и отображения, МЭ – модуль электропитания.

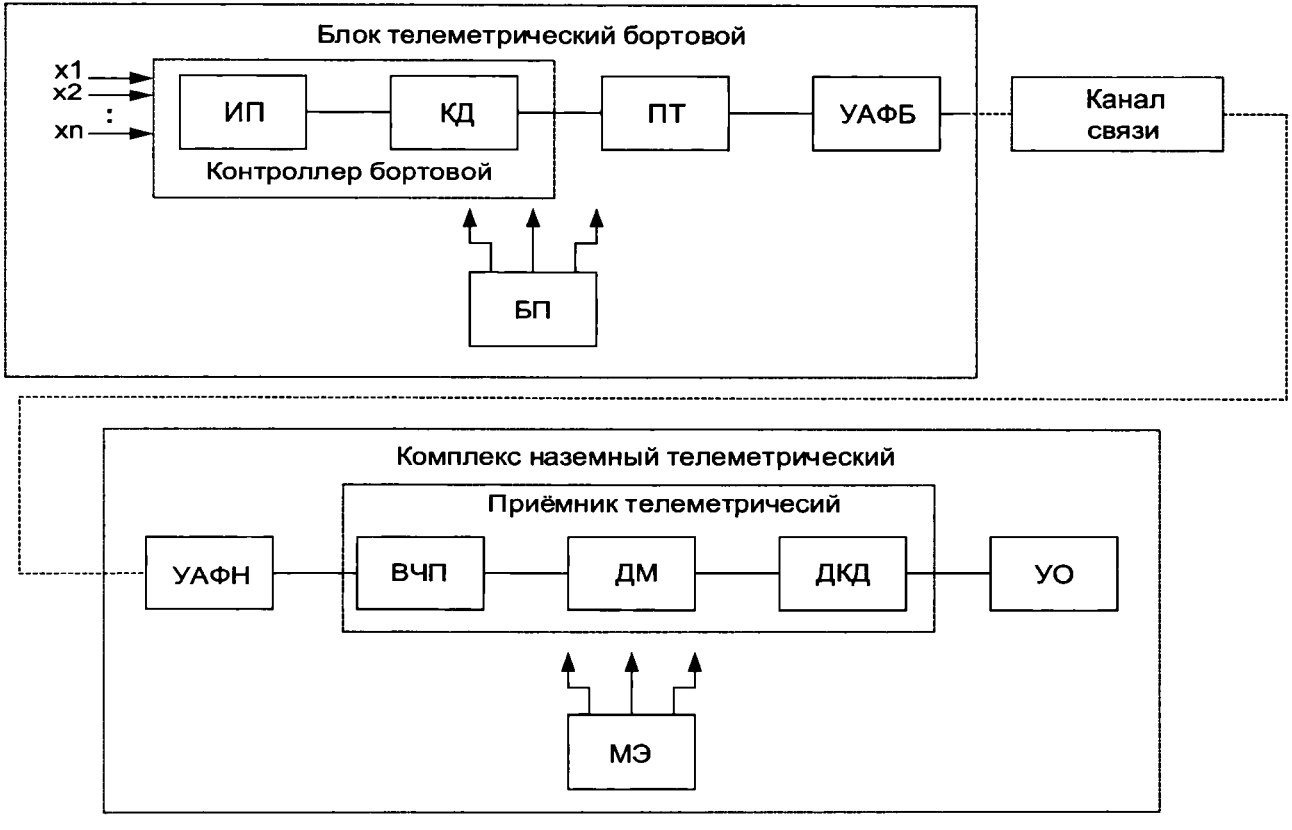


Рис.11.3 Структурная схема РТС

Блоки ИП, КД, ПТ, АФУ, БП входят в состав телеметрического блока бортового, а блоки АФУН, ВЧП, ДМ, ДКД, УО, МЭ – в состав наземного телеметрического комплекса.

Контроллер бортовой принимает от датчиков информационные сигналы, осуществляет их преобразование в цифровой код, формирует передаваемый кадр и осуществляет преобразование цифрового кода в аналоговый модулирующий сигнал. Блок ПТ с помощью УАФБ осуществляет передачу информации в виде ВЧ сигнала. Принятые наземным комплексом ВЧ сигналы поступают на приёмник телеметрический, в котором с помощью блоков ВЧП, ДМ и ДКД, происходит усиление и преобразование высокочастотного сигнала в форму удобную для обработки. В Блоке УО происходит обработка и отображение принятой информации. Блоки БП и МЭ обеспечивают электропитание всех используемых в системе устройств.

11.3. Испытание ракеты, управляемой в лазерном луче

В процессе проведения испытаний ракеты, наводимой в лазерном поле управления, необходимо оценивать качество процесса ее стабилизации относительно центрального луча. Полуавтоматическая система наведения обеспечивает отслеживание лазерным полем управления действий оператора-наводчика, который стремиться удерживать марку прицела на линии визирования цели, формируя тем самым опорную траекторию полета ракеты. При таком наведении ракеты на цель возможны ошибки оператора,

связанные с неточным удержанием марки прицела в точке прицеливания. В связи с этим при отработке системы управления ракеты в процессе испытаний важно знать не только положение линии визирования цели, но и иметь информацию о фактическом положении центра лазерного луча, относительно которого производится отработка рассогласований в системе управления.

Известные способы испытаний предполагают, что центральный луч информационного поля управления совпадает с опорной траекторией наведения. Фактически из-за погрешностей аппаратуры управления, ошибочных действий оператора в полуавтоматических системах наведения текущее положение центра информационного поля не совпадает с опорной траекторией. В результате этого возникает линейное несогласование между опорной траекторией и центром поля управления (например, имеет место отклонения равносигнальной зоны или центра лазерного луча от опорной траектории). При этом возникающее дополнительное отклонение ракеты от линии визирования состоит из ее отклонения от центра лазерного луча и отклонения лазерного луча от линии визирования и воспринимается как отклонение ракеты от заданной траектории. При значительных погрешностях следящих систем наведения вследствие действия флуктационных помех, ошибочных действий оператора объективность результатов испытаний значительно снижается, а действия оператора не контролируются.

Для получения объективных результатов испытаний необходимо фиксировать фактическое положение центра лазерного луча и его текущее откло-

нение от неподвижной линии наведения, определять текущее линейное рассогласование между ракетой и опорной траекторией наведения путем сравнения телеметрических данных о текущем отклонении ракеты от центра лазерного луча и данных приемника лазерного излучения о текущем отклонении лазерного луча от неподвижной линии наведения и оценивать качество стабилизации ракеты в информационном поле управления.

Это позволяет в суммарном текущем отклонении ракеты от опорной траектории выделить составные погрешности наземной аппаратуры наведения, включая оператора, и динамические ошибки ракеты при отрабатывании управляющих воздействий и тем самым повысить объективность результатов анализа испытаний ракеты и комплекса вооружения в целом. [8].

На рис. 11.4 представлена схема, которая иллюстрирует способ испытания ракеты, где обозначено: $X_{отн}$ - отклонение ракеты от центра лазерного луча; Δr - отклонение центра лазерного луча от опорной линии наведения в точке нахождения ракеты; ΔL - отклонение центра лазерного луча от опорной линии наведения в точке пребывания мишени; ΔX - отклонение ракеты от опорной линии наведения.

На рис. 11.5 представлена структурная схема аппаратурной реализации данного способа испытаний.

В состав комплекса аппаратуры испытаний входит: источник лазерного излучения 1, система управления ракетой: приемник излучения 2, устройство выделения координат 3, блок управления 4. Кроме того, на борту ракеты размещается телеметрический блок 5, который по радиокана-

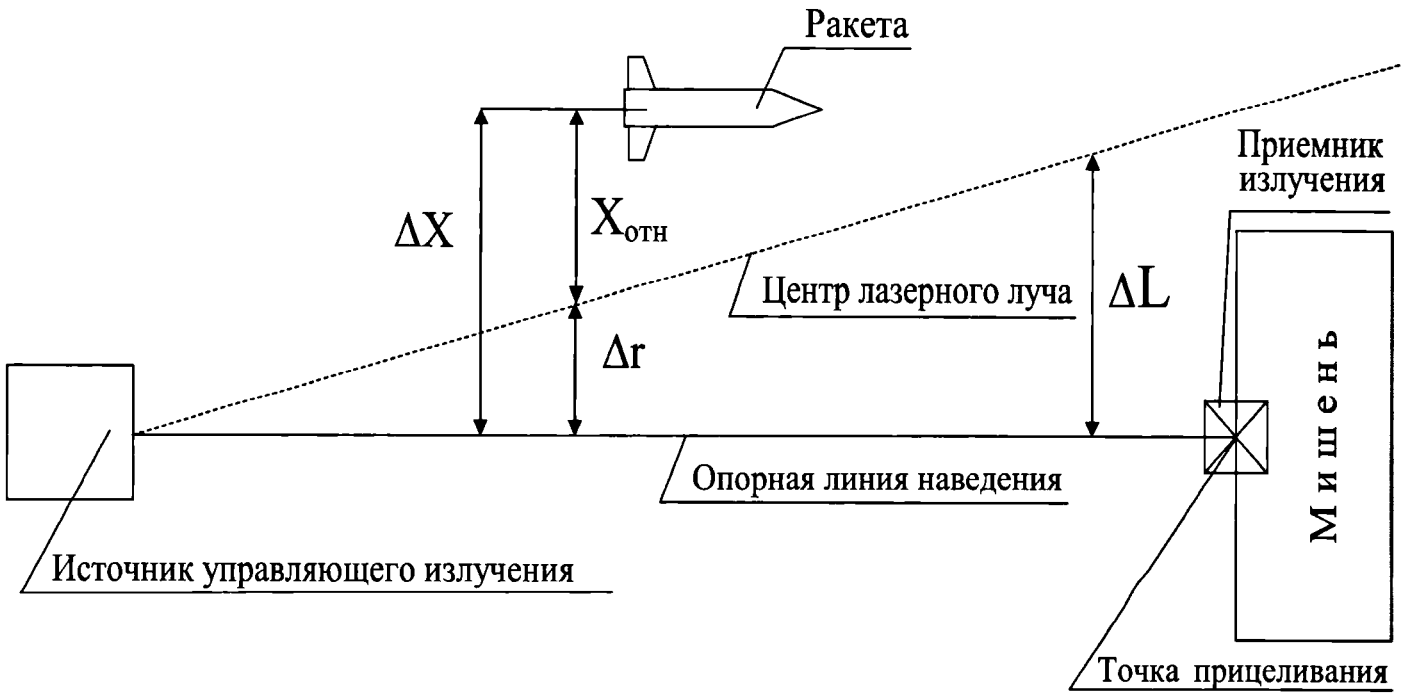


Рис. 11.4 Схема способа испытания ракеты

лу связан с приемником наземной части телеметрического комплекса 10. Приемник излучения 6 расположен в точке прицеливания (на мишени). Блоки 7, 8, 9, 11 входят в состав наземной телеметрической аппаратуры.

Схема работает таким образом. Лазерный луч, формируемый источником управляющего излучения 1, поступает на вход приемника излучения ракеты 2, а после на вход устройства выделения координат ракеты 3, определяющее текущее отклонение ракеты от центра лазерного луча Хотн.. Вычисленное значение Хотн поступает на вход системы управления ракетой 4, которая обеспечивает стабилизацию ракеты в центре лазерного луча, и на вход бортового телеметрического блока 5, который по радиоканалу передает текущее значение Хотн на вход наземного телеметрического блока 10, который принимает данный сигнал и передает его на сумматор 11.

Одновременно управляющее излучение поступает на вход приемника излучения 6, установленного в точке прицеливания, а затем на вход устройства

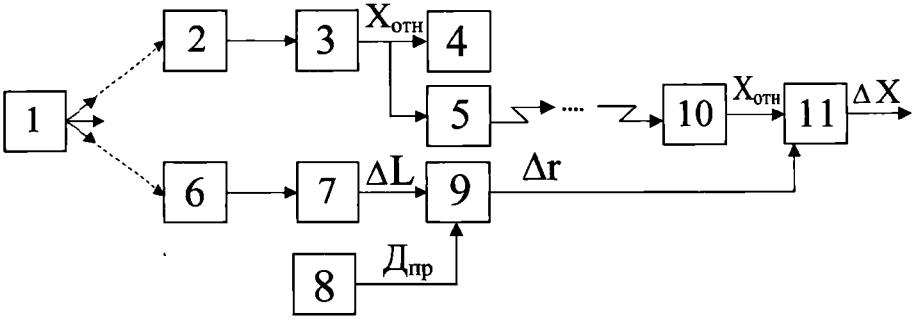


Рис. 11.5 Структурная схема аппаратурной реализации испытаний

определения координат 7, который определяет текущее отклонение центра лазерного луча от опорной линии наведения ΔL в точке нахождения мишени. С выхода программного устройства 8 на блок 9 поступает сигнал, пропорциональный расчетной дальности ракеты Дпр. Устройство деления 9 определяет значение текущего отклонения центра лазерного луча от опорной линии наведения на дальности нахождения ракеты по зависимости: $\Delta r = \Delta L \frac{Д_{пр}}{Д_0}$, где $Д_0$ - дальность от источника излучения до мишени. Вычисленное значение Δr поступает на второй вход сумматора 11. После суммирования значений Δr и $X_{отн}$ на выходе сумматора формируется сигнал ΔX, равный отклонению ракеты от опорной линии наведения.

Обработка сигналов $X_{отн}$, Δr, ΔX позволяет анализировать процесс стабилизации ракеты в лазерном луче с учетом его движения относительно опорной линии наведения.

11.4. Стендовые испытания двигателя

Огневые стендовые испытания (ОСИ) ракетного двигателя твердого топлива занимают центральное место в отработке конструкции РДТТ.

ОСИ проводятся с целью определения экспериментальным путем внутрибаллистических характеристик РДТТ:

- давления внутри камеры двигателя;
- температуры внутри камеры и на внешней поверхности корпуса РДТТ;
- тягу двигателя;

- суммарный импульс тяги двигателя;
- время работы двигателя.

Для испытаний используется стендовый двигатель, который отличается от опытного образца РДТТ конструкцией корпуса и воспламенителя. В корпусе стендового двигателя предусматриваются места установки различных датчиков (температуры, давления, усилий и др.), в зависимости от цели и объема испытаний. Конструкция стендового воспламенителя должна обеспечивать его срабатывание от электрического импульса.

Объем испытаний, порядок и условия проведения испытаний, оборудование и средства измерений, а также меры безопасности при проведении испытаний и виды отчетной документации определяются программой стендовых испытаний.

Стенд для проведения ОСИ двигателя представляет собой жесткую раму, способную выдержать нагрузки, возникающие за время работы двигателя. Снаряженные стендовые двигатели крепятся к подвесам стенда с помощью ложементов.

Схема крепления двигателя на стенде приведена на рис. 11.6. Рама стенда имеет шарнирные подвесы, к которым с помощью ложементов крепится стендовый двигатель. Схема подвески стендового двигателя позволяет ему перемещаться в продольном направлении, обеспечивая при этом передачу усилия на датчик, установленный на раме стенда.

Стендовый двигатель имеет в корпусе отверстия для установки датчиков давления, температуры. Для определения деформаций корпуса двигателя на поверхности камеры могут устанавливаться тензометрические датчики.

Поступившие на сборку стендового двигателя комплектующие должны соответствовать конструкторской документации и иметь сопроводительные документы. До сборки проводится визуальный осмотр зарядов, воспламенителей и корпусов на отсутствие механических повреждений.

Двигатели перед испытаниями при необходимости могут проходить термостатирование в течение заданного времени, обеспечивающего прогрев (охлаждение) заряда твердого топлива до заданной температуры.

В процессе стендовых испытаний производится регистрация параметров силы тяги R и давления P во всем интервале времени работы двигателя.

При этом определяются: P_{max} – максимальное давление; $\tau_{вых}$ – время выхода на режим;

$\tau_{зР}, \tau_{зR}$ – соответственно время, при котором

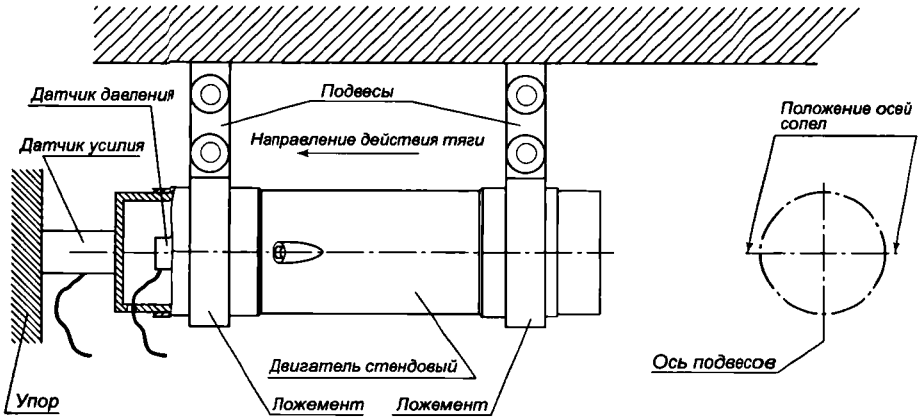


Рис. 11.6 Схема крепления двигателя

$\frac{dP(\tau)}{d\tau} = 0$ и $\frac{dR(\tau)}{d\tau} = 0$ в конце цикла работы двигателя;

$\tau_э$ – время горения заряда $\tau_э = \frac{\tau_{эР} + \tau_{эR}}{2}$; $\tau_д$ – время, при котором давление в камере сгорания становится равным нулю; $\tau_т$ – время, при котором сила тяги двигателя становится равной нулю; $\tau_п$ – полное время работы двигателя $\tau_п = \frac{\tau_д + \tau_т}{2}$; $\tau_{дв}$ – время работы двигателя $\tau_{дв} = \frac{\tau_э + \tau_п}{2}$; $I_п$ – полный импульс силы тяги за время $\tau_п$ $I_п = \int_0^{\tau_п} R(\tau)\, d\tau$.

Результаты испытаний заносятся в технологический паспорт на партию двигателей.

11.5. Стационарные испытания боевой части

Стационарные (статические) испытания боевой части (БЧ) проводятся с целью:

- подтверждения характеристик поражающего действия БЧ, полученных расчетным путем;
- проверки правильности конструктивных решений, заложенных в БЧ;
- оценки выполнения требований по безопасности БЧ;
- проверки функционирования взрывательного устройства (спецсборки ПИМ) в составе БЧ.

В процессе стационарных испытаний тандемной БЧ отработку проходят как отдельные модули, так и БЧ в целом. Исходя из требований ТТЗ, предъявляемых к БЧ, предварительный модуль проходит про-

верку по «снятию» динамической защиты, а основной модуль БЧ - проверку по бронепробитию гомогенной брони заданной толщины.

После отработки модулей боевая часть проходит испытания на соответствие требованиям по «снятию» динамической защиты и бронепробитию гомогенной брони после воздействия внешних климатических факторов.

Стационарные испытания по проверке БЧ, предварительного (ПМ) и основного (ОМ) модулей на соответствие требованиям по "снятию" динамической защиты и бронепробитию производятся подрывами на бронепреграде с установленными на ней блоками динамической защиты (БДЗ). Для обеспечения инициирования кумулятивных зарядов в стационарных условиях ПМ и ОМ комплектуются спецсборками ПИМ, срабатывание которых обеспечивается дистанционно подачей электрического импульса постоянного тока.

Схема установки ПМ при статических испытаниях показана на рис. 11.7. ПМ устанавливается непосредственно на стальную плиту БДЗ (экран) под углом φ с помощью специальной подставки.

Подрыв ПМ осуществляется следующим образом:

- на бронепреграду устанавливается блок динамической защиты;
- сверху на БДЗ под заданным углом к преграде устанавливается ПМ, укомплектованный спецсборкой;
- на спецсборку ПИМ дистанционно подается электрический импульс, мощность которого достаточна для срабатывания электровоспламенителя (ЭВ) спецсборки.

По результатам подрыва ПМ определяется факт снятия динамической защиты.

Статические испытания ОМ проводятся аналогично испытаниям ПМ. Отличие состоит в том, что ОМ устанавливается не на БДЗ, а непосредственно на бронепреграду. Для проверки запреградного действия БЧ за бронепреградой на определенном расстоянии устанавливают щиты-уловители.

Боевая часть, предназначенная для статических испытаний комплектуется следующим образом:

- в ПМ устанавливается спецсборка ПИМ, срабатывающая от электрического импульса подаваемого дистанционно от пульта, а также имитатором пьезогенератора для обеспечения сборки ПМ;
- в ОМ устанавливается спецсборка ПИМ, обеспечивающая дистанционное взведение огневой цепи электроискрового детонатора в боевое положение.

Подрыв БЧ осуществляется следующим образом:

- на бронепреграду устанавливается БДЗ, на который на специальной подставке устанавливается БЧ, под заданным углом к бронепреграде, при этом продольная ось БЧ ориентируется в центр нижнего элемента динамической защиты;
- за бронепреградой устанавливают щиты-уловители;
- на спецсборку ПИМ в ОМ дистанционно подается электрический импульс,
- после взведения спецсборки ПИМ в основном модуле в спецсборку ПИМ предварительного модуля дистанционно подается электрический импульс с достаточной для срабатывания мощностью;

По результатам подрыва БЧ определяются факт пробития или непробития бронепреграды, диаметры входного и выходного отверстий, глубина проникания

струи в случае не пробития бронепреграды, количество осколков пробивших щиты-уловители и усредненный угол их разлета, частость пробития бронепреграды.

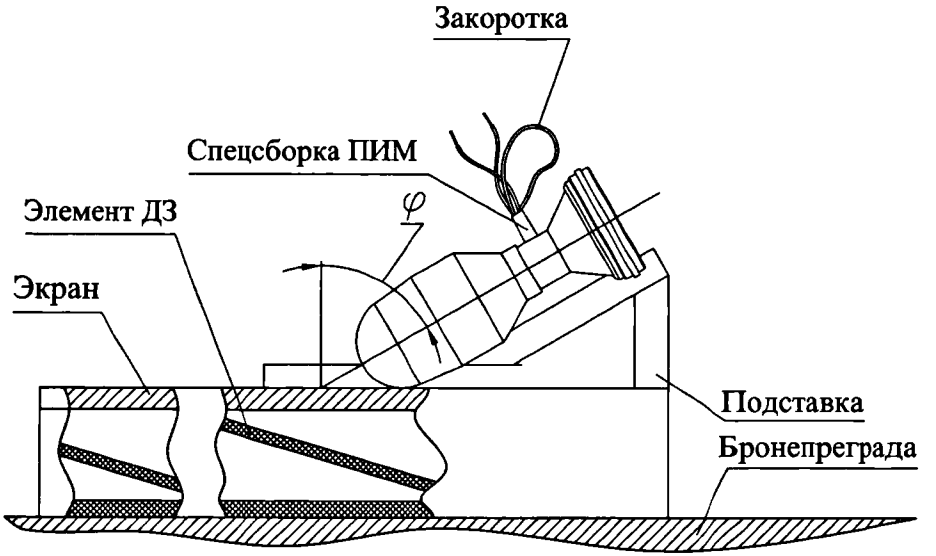


Рис. 11.7 Схема установки предварительного модуля при статических испытаниях

12 Надежность, особенности эксплуатации и продления срока службы ствольных управляемых ракет

12.1. Надежность ствольных управляемых ракет

Одним из основных показателей качества ракет является их надежность, т.е. свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, хранения и транспортирования.

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его применения может включать безотказность, долговечность, ремонтопригодность и сохраняемость или определенные сочетания этих свойств.

Ракеты относятся к хранящимся объектам одноразового применения, которые эксплуатируются без проведения текущего ремонта в течение всего периода эксплуатации, поэтому их надежность определя-

ется в основном безотказностью и долговечностью.

Под безотказностью понимается свойство объекта выполнять заданные функции в течение заданного интервала времени или наработки.

Безотказность ракет характеризуется, как правило, двумя показателями:

- $P_1(t_1)$ - вероятностью безотказной работы в течение времени применения t_1;
- $K_Г(t_2)$ - коэффициентом готовности к стрельбе в течение времени t_2 с учетом хранения в различных режимах и транспортирования. Для отдельно взятого образца это вероятность безотказного хранения и транспортирования в течение времени t_2, а для парка ракет - отношение количества работоспособных образцов к общему их количеству на момент времени t_2.

Для периода нормальной эксплуатации, т.е. без учета периодов приработки и старения, справедлив экспоненциальный закон распределения времени безотказной работы (хранения), для которого имеют место следующие соотношения:

$$P_1(t_1) = \exp(-\Lambda_1 t_1); \qquad (12.1)$$

$$K_Г(t_2) = \exp(-\Lambda_2 t_2), \qquad (12.2)$$

где Λ_1 – интенсивность отказов ракеты в режиме применения; Λ_2 – интенсивность отказов ракеты в режиме хранения.

При отсутствии резервирования:

$$\Lambda_1 = \sum_{i=1}^{N} \lambda_{1i} \qquad (12.3)$$

$$\Lambda_2 = \sum_{i=1}^{N} \lambda_{2i} \qquad (12.4)$$

где N – число составных частей (СЧ) ракеты; λ_{1i} - интенсивность отказов i-й СЧ ракеты в режиме применения; λ_{2i} - интенсивность отказов i-й СЧ ракеты в режиме хранения.

Требуемые значения показателей безотказности устанавливаются в ТТЗ на разработку ракет, а также в технических условиях (ТУ).

Под долговечностью понимается свойство объекта выполнять требуемые функции до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта.

Для ракет с небольшой наработкой устанавливаются показатели долговечности по календарному сроку эксплуатации, например, средний срок службы и гамма-процентный срок службы. Для ракет в ТТЗ и ТУ устанавливается обычно назначенный срок службы $T_{нс}$, т.е. календарная продолжительность эксплуатации, при достижении которой эксплуатация объекта должна быть прекращена независимо от его технического состояния. Назначенный срок службы обычно меньше среднего срока службы.

Требуемый уровень надежности ракет закладывается в процессе разработки, серийного производства и обеспечивается в процессе эксплуатации в соответствии с требованиями нормативно-технической документации.

12.2. Особенности эксплуатации ствольных управляемых ракет

Под эксплуатацией объекта военной техники (ВТ) понимается стадия жизненного цикла с момента принятия его войсковой частью от завода - изго-

товителя или ремонтного предприятия, состоящая в приведении в установленную степень готовности с целью использования по назначению, поддержании в установленной степени готовности при хранении и транспортировании .

Особенностью эксплуатации ракет является отсутствие текущего ремонта и периодического контроля работоспособности в процессе эксплуатации и при подготовке к применению.

При использовании по назначению ракеты подаются на место загрузки в боеукладку танка в укупорочных ящиках. После извлечения ракет из тары их тщательно очищают ветошью без повреждения маркировки и укладывают в конвейер механизма заряжания в соответствии с указаниями инструкции по эксплуатации танка .

При хранении ракет в укупорочной таре и в боеукладке танка проводится техническое обслуживание (ТО).

В процессе ТО при хранении в укупорочных ящиках производится внешний осмотр и проверка:

- наличия на укупорочных ящиках пломб и соответствия оттисков на пломбах значениям приемо-сдаточной документации;
- состояния укупорочных ящиков;
- наличия паспортов на ракеты и правильности их заполнения;
- комплектности ракеты;
- качества окраски, маркировки и антикоррозионных покрытий.

При внешнем осмотре укупорочных ящиков с ракетами проверяют:

- исправность крышек, дна и боковых стоек;
- состояние окраски;

- надежность крепления;
- отсутствие повреждений ящиков грибками, насекомыми и грызунами;
- состояние маркировки на укупорочных ящиках и ее соответствие паспортам на ракеты.

При внешнем осмотре ракет проверяют:

- наличие и правильность маркировки и ее соответствие записям в паспортах;
- состояние защитного покрытия;
- отсутствие деформаций и механических повреждений;
- наличие крепежных деталей.

При повреждениях лакокрасочных покрытий поверхностей или маркировки производится их восстановление.

ТО ракет при хранении в боеукладке танка заключается во внешнем осмотре и их очистке от пыли и грязи.

Прием ракет на хранение и снятие с хранения осуществляется в соответствии с требованиями нормативно-технической и эксплуатационной документации.

Ракеты могут храниться в отапливаемых и неотапливаемых хранилищах в исправных опломбированных укупорочных ящиках.

Укупорочные ящики с ракетами в хранилищах располагаются штабелями так, чтобы можно было контролировать их техническое состояние, а также вести учет приема и выдачи . Подкладки под штабелями укладываются так, чтобы обеспечить их устойчивость, проветривание хранилищ в местных условиях, удобство средств механизации. Складские помещения для хранения ракет в ящиках в условиях сухого и влажного климата должны иметь естественную и искусственную вентиляцию.

$$
\begin{cases}
\dfrac{dQ_{\text{пр}}}{dt} - \dfrac{dQ_{\text{р}}}{dt} - \dfrac{dQ_{\text{т.п.}}}{dt} = \dfrac{d}{dt}\left(\dfrac{m_{\text{г}} RT}{k-1}\right) + p\dfrac{dW}{dt}, \\
\dfrac{dQ_{\text{пр}}}{dt} = Q_{\text{ж}} G_{\text{пр}}, \\
\dfrac{dQ_{\text{р}}}{dt} = M_{\text{р}}\ F_{\text{з}}\ p\ \dfrac{k}{k-1}\sqrt{k\left(\dfrac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\ R\ T}; \\
\dfrac{dQ_{\text{т.п.}}}{dt} = \sigma_{\text{т}} F \dfrac{\nu_1}{R} p; \\
p\dfrac{dW}{dt} = p\ \left[\dfrac{G_{\text{пр}}}{\rho} - \alpha\ \left(G_{\text{пр}} - G_{\text{р}}\right)\right] + p\ S\ V \\
\dfrac{dm_{\Gamma}}{dt} = G_{\text{пр}} - G_{\text{р}}, \\
\dfrac{dm_{C\Gamma}}{dt} = G_{\text{пр}}, \\
\varphi\ m\dfrac{d\nu}{dt} = pS - P_c, \\
pW = m_{\Gamma} RT, \\
W = W_0 - \dfrac{m_0}{\rho} + \dfrac{m_{C\Gamma}}{\rho} - \alpha\ m_{\Gamma} + S\ (x - x_0), \\
\dfrac{dx}{dt} = \nu, \\
G_{\text{р}} = \sqrt{k\left(\dfrac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}\ \mu_{\text{р}}\ F_{\text{з}}\ \dfrac{p}{\sqrt{R\ T}}, \\
G_{\text{пр}} = m\dfrac{\chi\ \sigma(z)\ u}{e_1} \\
\sigma(z) = 1 + 2\lambda z + 3\mu z^2, \\
u = \begin{cases}
\left(b_1 + u_1' \cdot \exp\left(-\sqrt{\dfrac{z}{z_c}}\ \ln\dfrac{u_1'}{u_1}\right)\ p^{\nu}\right) \exp\left(\beta\ (T_0 - T_N)\right), & \text{при } z > z_c \\
\left(b_1 + u_1\ p^{\nu}\right) \exp\left(\beta\ (T_0 - T_N)\right), & \text{при } z \le z_c
\end{cases} \\
\dfrac{dz}{dt} = \dfrac{u}{e_1}.
\end{cases}
\qquad (9.42)
$$

готовителя, по определению возможности эксплуатации ракет за пределами назначенного срока службы (по разработке и реализации мероприятий, обеспечивающих эксплуатацию ракет в течение периода продления). Эти работы проводятся для наиболее полного использования технических и физических ресурсов долговечности и сохраняемости ракет, заложенных при проектировании и изготовлении, с целью экономии финансовых и материальных средств.

Опыт эксплуатации сложных объектов военной техники, таких как управляемые ракеты различного назначения, показывает, что имеется принципиальная возможность увеличения первоначально установленного назначенного срока службы в 1,5 – 3 раза. В результате проведения комплекса работ по продлению назначенный срок службы может быть продлен до 25 – 30 лет при поэтапном продлении.

Организационно - методические основы по продлению назначенного срока службы регламентируются нормативной документацией.

Работы по продлению в основном выполняются предприятиями-разработчиками и предприятиями-изготовителями ракет и организациями заказчика. В процессе выполнения работ по продлению назначенного срока службы ракет проводятся следующие работы:

- разработка организационно-методических документов по выполнению отдельных работ (программы, методики , план – графики и т.д.);
- сбор, анализ и обобщение информации о долговечности и сохраняемости ракет и их аналогов;
- оценка технического состояния ракет в эксплуатирующих организациях;
- испытания ракет по специальным программам и методикам , оценка их технического состояния

в процессе и после испытаний, при этом могут проводиться натурные испытания определенного количества ракет лидерной группы (естественные или искусственные лидеры);

- разборка ракет на составные части и комплектующие элементы с оценкой их технического состояния;
- проведение лабораторно-стендовых испытаний составных частей, деталей, комплектующих элементов, материалов по специальным методикам, отбор проб материалов спецхимии с проведением физико-химического анализа;
- проведение стендовых испытаний ракетных двигателей с оценкой их параметров;
- проведение, при необходимости, испытаний БЧ в мишенной обстановке с оценкой их параметров;
- прогнозирование технического состояния ракет на период продления назначенного срока службы (при наличии необходимой информации о техническом состоянии ракет в предшествующий период эксплуатации);
- оценка технико-экономической эффективности продления назначенного срока службы ракет.

При оценке целесообразности и возможности продления назначенного срока службы используется информация, полученная как в процессе выполнения работ по продлению, так и исходные данные, полученные при разработке, изготовлении и эксплуатации ракет данного типа .

При проведении прогнозирования технического состояния ракет на период продления применяются методы, основанные на результатах эксплуатационного контроля, а также на результатах лабораторно-стендовых испытаний ракет и их составных частей.

Задача прогнозирования технического состояния ракет по постепенным отказам может быть сформулирована как задача прогнозирования потенциальных отказов на основе количественных оценок значений прогнозируемых параметров относительно заданных допусков на эти параметры.

Для прогнозирования значений параметров ракеты может быть применен метод наименьших квадратов, а в качестве модели изменения прогнозируемых параметров может быть принята детерминированная функция времени в виде полинома n-й степени с постоянными коэффициентами.

При прогнозировании технического состояния ракет по внезапным отказам необходимо на основании имеющихся статистических данных об отказах ракет за весь предшествующий период эксплуатации t_n общепринятыми в теории надежности методами определить зависимость интенсивности отказов ракет от времени - $\lambda(t)$. Вероятность неработоспособного состояния ракеты на момент времени t_n+h, где h – период продления, определяется по формуле

$$Q(t_n + h) = 1 - \exp\left(- \int_0^{t_n+h} \lambda(\tau)\, d\tau \right). \qquad (12.5)$$

При $\lambda(t) = \text{const}$

$$Q(t_n + h) = 1 - \exp(-\lambda(t_n + h)). \qquad (12.6)$$

Поскольку ракеты являются массовой продукцией, возможно выделение достаточного количества образцов для проведения натурных испытаний. На испытания отбираются естественные лидеры с большим сроком службы или искусственные лидеры, прошедшие ускоренные испытания на старение. По

результатам натурных испытаний с достаточно высокой достоверностью может быть оценена безотказность образцов лидерной группы.

На основании полученных материалов разрабатывается, согласовывается и утверждается в установленном порядке решение о продлении назначенного срока службы, а также план мероприятий по обеспечению эксплуатации ракет на продлеваемый период.

В план мероприятий по обеспечению эксплуатации СУР на период продления могут включаться следующие работы:

- проведение ремонта отдельных составных частей;
- замена составных частей, деталей, комплектующих изделий с ограниченным сроком службы или по результатам оценки из технического состояния;
- переконсервация ракет;
- уточнение сроков проведения и объема технического обслуживания;
- внесение необходимых изменений в конструкторскую документацию, выпуск бюллетеней и проведение доработок.

12.4. Утилизация ракет

Завершающим этапом эксплуатации любых объектов военной техники является их снятие с эксплуатации. Снятая с эксплуатации ракета может быть направлена в ремонт, переведена в учебное пособие, переоборудована для использования в целях, отличных от ее назначения, или утилизирована.

Наличие значительного количества хранящихся ракет с истекшим назначенным сроком службы определяет необходимость их утилизации. Хранение непригодных к применению и потенциально опасных ракет приводит к излишним экономическим затратам, организационным трудностям, экологическим потерям и может представлять опасность для личного состава эксплуатирующих организаций и гражданского населения.

Можно выделить три основных способа утилизации:

- уничтожение путем подрыва, сжигания, отстрела или затопления;
- глубокая утилизация, в результате которой ракеты превращаются в полуфабрикаты и (или) сырье для промышленного производства (сырье для производства промышленных взрывчатых веществ, лом цветных, черных и драгоценных металлов);
- утилизация с частичным повторным использованием составных частей, деталей для производства аналогичных образцов.

Наиболее простым с точки зрения организации и технологии производства является уничтожение, хотя для этого потребуются определенные экономические затраты. Однако, при минимальных затратах этот метод имеет существенные недостатки – при его реализации наносится экологический ущерб окружающей среде. Так, сжигание боеприпасов приводит к отравлению окружающей среды выделяющимися в существенных объемах ядовитыми химическими соединениями.

В настоящее время достаточно хорошо проработан, в особенности для артиллерийских боепри-

пасов , способ глубокой утилизации при котором образцы разбираются на составные части, детали и элементы, из них извлекаются цветные, черные и драгоценные металлы и сплавы, другие компоненты, а также взрывчатые вещества (бризантные и метательные). Извлечение взрывчатых веществ и их последующая переработка может осуществляться различными способами в соответствии с производственными возможностями предприятий, где осуществляется утилизация.

При реализации данного способа ущерб, наносимый окружающей среде, минимизируется, а основные компоненты ракет превращаются в полуфабрикаты и сырье, которые могут быть использованы. Процесс утилизации, как правило, убыточен и может быть рентабельным для некоторых видов объектов, в частности, для содержащих цветные металлы.

Предпосылками для применения третьего способа утилизации являются:

- срок службы некоторых составных частей и элементов ракет, особенно механических (корпус, поверхности и т.д.), как показывают исследования, существенно выше срока службы ракеты в целом;
- стоимость таких составных частей и элементов по сравнению со стоимостью материалов, из которых они изготовлены, и соответствующих полуфабрикатов и сырья, в которые они превращаются в результате глубокой утилизации, значительно выше.

При реализации этого способа экологический ущерб также незначителен, а составные части и элементы ракет после разборки могут быть реализованы для воспроизводства ракет или их

ремонта. Остальные компоненты превращаются в полуфабрикаты и сырье. Применение этого способа позволяет сделать рентабельной утилизацию некоторых типов ракет.

Выбор способа утилизации определяется типом ракет, особенностями конструкции, наличием соответствующих производственных мощностей и возможным уровнем финансирования.

Технологические процессы утилизации ракет разрабатываются предприятиями-изготовителями и предприятиями-разработчиками при участии предприятий, где производится утилизация.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные боеприпасы. /Учебник под ред. Р.С. Саркисяна. –М.: ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 1978. -445с.
2. Алешков М.Н., Жуков И.И. Физические основы ракетного оружия. –М.: Воениздат, 1965. -461 с.
3. Ангельский Р.Д. Отечественные противотанковые комплексы: Иллюстрированный справочник. –М.: АСТ, Астрель, 2002. -205с.
4. Арсеньев Ю.Т., Давыдов Ю.Т. Приемные устройства оптического диапазона. –М.: Издательство МАИ, 1992. -157 с.
5. Белоконь Р.Н., Скрипник В.Н. Основы теории контроля. –М.: МВИЗРУ, 1987. -151с.
6. Васидзу К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности. –М.: Мир, 1987. -542 с.
7. Декларационный патент №64669А. Украина, 2004
8. Декларационный патент №63755 А. Украина, 2004
9. Декларационный патент №64670 А. Украина, 2004
10. Динамика следящих приводов /Под ред. Л.В. Рабиновича. –М.: Машиностроение, 1982. -496 с.
11. Дмитриев В. Разработка ПТРК большой дальности за рубежом. ЗВО №2 2001. -24-28с.
12. Доценко Б.И. Диагностирование динамических систем. –К.: Техника, 1983. -159 с.
13. Дракин И.И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. –М.: Машиностроение, 1973. -223 с.
14. Дьяконов В.П. MATLAB. Обработка сигналов и изображений. – Специальный справочник. – СПб.: Питер, 2002. -608с.

15. Егсров В.Н., Корженевский-Яковлев О.В. Цифровое моделирование систем электропривода. –Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. Отд-ние, 1986. -168 с.: ил.
16. Евтифьев М.Д. Из истории создания зенитно-ракетного щита России. –М.: Вузовская книга, 2000. -240 с.
17. Зонншайн С.И. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов. –М.: Высшая школа, 1966. -363 с.
18. Карасик В.Е., Орлов В.М. Лазерные системы видения: Учебное пособие. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. -352 с.
19. Каталог Оружие России. Высокоточное оружие и боеприпасы. –М.: Военный парад, 1996. -400 с.
20. Каталог Оружие России. Вооружение сухопутных войск.–М.: Военный парад,1996.-405с.
21. Ксвтуненко А.П., Козлов А.Ф., Коростелев О.П., Шершнев Н.А. Основы построения и оценки потенциальной эффективности систем зенитного управляемого ракетного оружия. –К.: Фитосоциоцентр, 2003. -296 с.
22. Краснов Н.Ф. Аэродинамика тел вращения. -М.: Машиностроение, 1964. -492с.
23. Криксунов Л.З., Усольцев И.Ф. Инфракрасные системы обнаружения, пеленгации и автоматического сопровождения движущихся объектов. – М.: Советское радио, 1968. -320с.
24. Кругер М.Я., Панов В.А. Справочник конструктора оптико-механических приборов. –Л.: Машиностроение, 1967. -760с.
25. Кулагин С.В. Оптико-механические приборы. – М.: Машиностроение, 1975. -400с.
26. Куров В.Д., Должанский Ю.М. Основы проектирования пороховых ракетных снарядов. –М.: Оборонгиз, 1961. -292 с.

27. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приборы самонаведения и наведения летательных аппаратов. –М.: Машиностроение, 1976. -540с.
28. Лазарев Л.П. Оптико-электронные приборы наведения. –М.: Машиностроение, 1989. -512 с.
29. Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотного летательного аппарата. –М.: Машиностроение, 1965. -528 с.
30. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. -М.: Машиностроение, 1973. -616 с.
31. Мусьяков М.П., Мищенко И.Д., Ванеев Г.Г. Проблемы ближней лазерной локации.- Учебное пособие для втузов. –М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. -295 с.
32. Нилсен Дж. Аэродинамика управляемых снарядов. -М.: Оборонгиз, 1962. -474 с.
33. Овчинников Н.И. Основы радиотехники. –М.: Воениздат, 1968. -408с.
34. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. –М.: Машиностроение, 1979. -391 с.
35. Патент №32455. Украина, 2000
36. Патент №73793. Украина, 2001
37. Патент №49095. Украина, 2002
38. Писаренко Г.С. Справочник по сопротивлению материалов. –К.: Наукова думка, 1988. -734с.
39. Проектирование ракетных и ствольных систем /Под ред. Б.В. Орлова. -М.: Машиностроение, 1974. -828 с.
40. Рабинер Л., Гоулд Б. Теория и применение цифровой обработки сигналов: Пер. с англ. –М.: Мир, 1978. -848с.
41. Сахно А.Г., Холявко В.И. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов. ХАИ, 1978. -69 с.

42. Серебряков М.Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет. –М.: Оборонгиз, 1962. -704с.
43. Солонина А.И., Улахович Д.А., Яковлев Л.А. Алгоритмы и процессоры цифровой обработки сигналов. –СПб.: БХВ-Петербург, 2001. -464с.
44. Техническое обеспечение цифровой обработки сигналов. /Куприянов М.С., Матюшкин Б.Д., Иванова В.Е., Матвиенко В.И., Усов Д.И.: Справочник. –СПб.: Форт, 2001. -752 с.
45. Угрюмов Е.П. Цифровая схемотехника. –СПб.: БХВ-Петербург, 2001. -528 с.
46. Фахрутдинов И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. –М.: Машиностроение, 1987– 324с.
47. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. – М.: Наука, 1986. -512 с.
48. Фигуровский В.И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов. –М.: Машиностроение, 1973. -356 с.
49. Физика взрыва. /Под ред. Л.П. Орленко. –М.: Физматлит, 2002. - Т.2, -648 с.
50. Холявко В.И. Интерференция частей летательных аппаратов. Харьков, ХАИ, 1967. -68с.
51. Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е. Теория ракетного двигателя на твердом топливе. -М.: Военное изд-во министерства обороны СССР, 1966. -256с.
52. Широкорад А.Б. Ракетные танки или как прививали броне чужеродную конструкцию http://armor.kiev.ua/tanks/modern/roket/roket1.htm
53. Шрайбер Г. Инфракрасные лучи в электронике: /Пер. с франц./. –М.: ДМК Пресс, 2001. -240с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 4

Глава 1. Особенности создания и формирования облика ствольной управляемой ракеты

1.1. Порядок разработки и основные этапы проектирования ракет 7
1.2. Концепция создания ствольной управляемой ракеты и формирование тактико-технических требований к ней 22
1.3. Ракета как элемент комплекса управляемого вооружения 25
1.4. Особенности проектирования ствольных управляемых ракет 30
1.5. Способ наведения 33
1.6. Траектория полета ракеты 42
1.7. Принципы построения системы управления .. 48
1.8. Определение потребных нормальных перегрузок ракеты 50
1.9. Основные принципы построения компоновки ствольной управляемой ракеты 54
1.10. Информационные технологии обеспечения проектирования ракеты 59

Глава 2. Аэродинамика ракеты

2.1. Выбор аэродинамической схемы ракеты 67
2.2. Разработка аэродинамической компоновки 76
2.3. Определение аэродинамических характеристик .. 87

Глава 3. Внешние нагрузки, действующие на ракету

3.1. Определение нагрузок, действующих на ракету в канале ствола орудия 113
3.2. Определение нагрузок в автономном полете .. 126

Глава 4. Компоновка ствольной управляемой ракеты

4.1. Определение проектных параметров составных частей ракеты 131
4.2. Разработка компоновочной схемы ствольной управляемой ракеты 150
4.3. Определение массо-инерционных и центровочных характеристик ракеты 153

Глава 5. Система управления ракетой

5.1. Модель ракеты как объекта управления.... 156
5.2. Структурная схема и частотные характеристики системы управления 166
5.3. Дискретные алгоритмы основных динамических звеньев системы управления..... 179
5.4. Влияние маршевого двигателя на продольную статическую устойчивость ракеты 189
5.5. Компенсация амплитудно-фазовых искажений, возникающих за счет вращения ракеты по крену..... 195
5.6. Комбинация статического и астатического законов управления 203
5.7. Изменение параметров системы управления на участке работы маршевого двигателя ... 212
5.8. Математическое моделирование полета ракеты. 219

Глава 6. Рулевой привод

6.1. Формирование требований к рулевому приводу 246
6.2. Обоснование выбора параметров электропривода 248

6.3. Математическая модель электропривода 254
6.4. Особенности функционирования электропривода при дискретном входном сигнале 259
6.5. Пути улучшения точностных и динамических характеристик рулевого электропривода. 263

Глава 7. Бортовые информационно-измерительные системы

7.1. Анализ существующих информационно-измерительных систем.... 266
7.2. Оптико-электронные системы 269
7.3. Структурная схема наземной части оптико-электронной системы 272
7.4. Структурная схема бортовой части оптико-электронной системы 281

Глава 8. Боевая часть

8.1. Анализ конструктивных схем боевой части ракеты..... 309
8.2. Модель процесса функционирования кумулятивного заряда..... 315
8.3. Проектировочный расчет кумулятивного заряда..... 327
8.4. Конструкция тандемной боевой части..... 334
8.5. Средства инициирования..... 346

Глава 9. Расчет элементов конструкции двигательной установки и метательного устройства

9.1. Конструкция двигательных установок. 352
9.2. Расчет на прочность элементов конструкции. . 357
9.3. Узел воспламенения основного заряда. 359

9.4. Расчёт параметров движения ракеты в канале ствола. 362
9.5. Расчет параметров гильзы 374

Глава 10. Автоматизированный контроль ракеты

10.1. Задачи автоматизированных средств контроля 377
10.2. Методы оценки технического состояния ракет 381
10.3. Структурная схема средств контроля. 385
10.4. Характеристики автоматизированных систем контроля 394

Глава 11. Испытания ракет

11.1. Роль испытаний в процессе создания ракет ...400
11.2. Радиотелеметрические системы измерений параметров ракеты 403
11.3. Испытание ракеты, управляемой в лазерном луче 413
11.4. Стендовые испытания двигателя 418
11.5. Стационарные испытания боевой части 421

Глава 12. Надежность, особенности эксплуатации и продления срока службы ствольных управляемых ракет

12.1. Надежность ствольных управляемых ракет 425
12.2. Особенности эксплуатации ствольных управляемых ракет 427
12.3. Продление назначенного срока службы ракет 430
12.4. Утилизация ракет 434

Список литературы 438

Наукове видання

ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ПРОЕКТУВАННЯ СТВОЛЬНИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ

МОНОГРАФІЯ
(російською мовою)
Під редакцією О.П. Коростельова

Монографія підготовлена коллективом авторів
у складі О.П. Коростельова, Б.І. Доценко,
Н.А. Качаєва, Л.С. Комендантової, Є.В. Косовенко,
В.Г. Корбача, В.П. Кузьміна, В.К. Мамонтова,
М.Б. Сайнога, Г.П. Смишко, П.О. Яковенко.
Макет и верстка Defense Express Library.
Дизайнер М.Е. Канарський.
Технічний редактор С.Г. Згурець

У монографії викладені основи теорії проектування ствольних керованих ракет, у тому числі методи визначення аеродинамічних характеристик, зовнішніх навантажень, що діють на ракету, і визначення проектних параметрів складових частин ракети. Розглянуті питання побудови структурних схем систем управління та рульових приводів ракет, способи поліпшення їх динамічних характеристик. Запропонований порядок розрахунку ракетного двигуна на твердому паливі, бортової інформаційно-вимірювальної системи, бойової частини та засобів автоматизованого контролю ракети. Разом з теоретичними основами проектування ствольних керованих ракет у монографії розглянуті питання методичного забезпечення всебічних випробувань ракет, введення їх в експлуатацію і її організації, продовження термінів придатності ракет та їх утилізації. Монографія призначена для фахівців-проектантів високоточної зброї, а також може бути корисною для студентів і аспірантів вищих навчальних закладів і науково-дослідних установ за відповідними спеціальностями підготовки.

УДК 629.762.5